Lei 8,50

Tînăra știință a explorării spațiului, astronautica, este mult ajutată în dezvoltare de toate celelalte științe, și în mod cu totul deosebit de științele tehnice. Așa se face că astăzi pe numeroasele ei căi de dezvoltare, identificăm mijloace și metode de investigație, care constituie de fapt zestrea diferitelor ramuri ale științei, cele mai recente achiziții ale acestora, încît, din acest punct de vedere, astronautica poate reprezenta un „barometru“ al cuceririlor diverselor științe terestre.

EDITURA ALBATROS

D. Andreescu

INCURSIUNE ÎN TEHNICA SPAȚIALĂ



D. Andreescu

Incursiune în tehnica spațială

EDITURA ALBATROS

Coperta de D. IONESCU

INTRODUCERE

Tînăra știință a explorării spațiului, astronautica, este mult ajutată în dezvoltare de toate celelalte științe, și în mod cu totul deosebit de științele tehnice. Așa se face că astăzi, pe numeroasele ei căi de dezvoltare, identificăm mijloace și metode de investigație care constituie de fapt zestrea diferitelor ramuri ale științei, cele mai recente achiziții ale acestora, încît, din acest punct de vedere, astronautica poate reprezenta un „barometru" al cuceririlor diverselor științe terestre.

Exemple care să întărească afirmația pot fi date foarte multe. Vom menționa numai cîteva mai caracteristice: fizica, chimia și tehnologia materialelor de construcții au înregistrat mari progrese în domeniul cercetării structurii materiei, pe baza cărora s-au obținut, printre altele, noi materiale termorezistente cu caracteristici superioare. Din asemenea materiale se confecționează învelișul navelor cosmice, ajutaje de reacție și alte elemente de tehnică spațială.

Miniaturizarea și microminiaturizarea circuitelor radiotehnice și electronice constituie un important indicator al gradului de perfecționare a acestei tehnici. În bună parte, soluțiile și tehnologiile moderne adoptate în industriile respective sînt ușor de recunoscut în echiparea tehnică a obiectelor cosmice.

Există sateliți care funcționează de mai mulți ani, dispunînd la bord de instalații de forță cu izotopi radioactivi. Alte construcții cosmice încorporează sisteme de propulsie de tip ionic și cu plasmă. În diferite poligoane special amenajate se experimentează sistematic motoare-rachetă nucleare destinate propulsării în spațiu a unor vehicule cosmice. În fine, televiziunea în culori, radiolocația, semiconductorii, laserul și maserul, tehnica electronică de calcul și alte cuceriri ale științelor tehnice au devenit un bun curent al tehnicii spațiale. Astfel că o privire de ansamblu

asupra stadiului la care s-a ajuns şi a preocupărilor în acest domeniu va duce obligatoriu la unele consideraţii interesante privind dezvoltarea şi perspectivele tuturor ramurilor ştiinţifice, tehnice şi industriale ajutătoare.

Trebuie remarcat faptul că, în realitate, investiţiile importante destinate tehnicii spaţiale au constituit şi un mare profit pentru producţia pămînteană curentă, întrucît, în cea mai mare parte, ceea ce se produce pentru cosmos se foloseşte imediat, adeseori integral, şi pentru producţie. Sînt cunoscute în această privinţă progresele uluitoare din domeniul construcţiilor radioelectronice ca urmare a cerinţelor de a se pregăti pentru explorările spaţiale dispozitive, aparate şi instalaţii cu gabarite şi greutate tot mai reduse şi în acelaşi timp cu performanţe şi siguranţă în funcţionare ridicate. Cu noua tehnică microelectronică, imaginată şi realizată pentru activităţile spaţiale, s-au pus bazele unei industrii electronice specializate. Astfel, la nivelul anului 1950 indicele de performanţă în miniaturizarea pieselor radioelectronice se ridicase la 100 elemente pe decimetru cub, datorită tranzistorizării echipamentelor. Cerinţele exprese ale dezvoltării tehnicii rachetelor, iar ulterior şi ale tehnicii cosmice, au determinat asemenea progrese în microminiaturizarea aparaturii electronice caracterizată printr-o cotă de performanţă net superioară: 100 000 de elemente pe decimetru cub, de astă dată prin introducerea unor tehnici şi tehnologii noi, reprezentate prin microcircuitele imprimate. În fine, se pregătesc în acest domeniu realizări de-a dreptul extraordinare: 10 000 000 de elemente pe decimetru cub (!), cercetările efectuîndu-se sub auspiciile unei mlădiţe a ştiinţei principale, şi anume ale electronicii moleculare.

De toate acestea beneficiază deopotrivă tehnica spaţială şi cea nespaţială. Să ne gîndim numai la instalaţiile electronice de calcul de pe nave şi avioane, ca şi la cele din porturi şi de pe aerodromuri, sau încă la maşinile electronice de calcul de la uzinele şi secţiile industriale automate sau automatizate, ori de la marile combinate industriale, şi vom vedea clar acest beneficiu. Îndeosebi tehnica de calcul şi tehnica de telecomunicaţii oferă un exemplu de trecere rapidă în producţia nespaţială a ceea ce s-a realizat pentru explorarea cosmosului.

Pe lîngă acest aspect important al profitului general ştiinţific, tehnic şi industrial de pe urma activităţilor spaţiale, putem vorbi astăzi şi despre o rentabilitate absolută şi imediată a acestor activităţi în sensul cel mai strict al acestei noţiuni. Într-adevăr, explorarea cosmosului a început să aducă omenirii foloase practice dintre cele mai mari şi este pe cale să sporească apreciabil profitul adus. Aici avem în vedere efectul economic direct asigurat de întreprinderea spaţială prin utilizarea obiectelor cosmice în cadrul unor servicii cu caracter permanent şi pentru care mijloacele folosite pînă acum încep să se dovedească insuficiente. Este cazul serviciilor internaţionale ale telecomunicaţiei prin radio, telefonice şi telegrafice şi prin televiziune, precum şi al serviciilor meteorologice, iar în legătură cu acestea al unor servicii de asigurare a navigaţiei, de prospecţiuni geologice şi altele. Îndeosebi la această relaţie de integrare a tehnicii spaţiale într-o serie de servicii curente cu tendinţe de acoperire globală ne vom referi în cuprinsul lucrării. Totodată, trecînd în revistă principalele categorii şi tipuri de mijloace din arsenalul bogat al tehnicii spaţiale, insistăm asupra aspectelor celor mai interesante privind efectele utilizării lor. Obiectul prezentării fiind de foarte mare complexitate, am reţinut numai acele elemente de tehnică pentru cosmos care îngăduie reconstituirea cadrului larg în care s-a dezvoltat şi se perfecţionează neîntrerupt tehnica spaţială. Astfel, urmărind liniile directoare ale programelor cosmice realizate sau în perspectivă, am organizat în aşa fel expunerea, încît un spaţiu cît de sumar să fie rezervat şi mijloacelor de lansare, obiectelor cosmice propriu-zise şi mijloacelor de la sol. Cît despre obiectele cosmice, în prezentarea acestora am avut în vedere larga lor diversificare şi am stăruit mai ales asupra tehnicii operaţionale, care a depăşit cercul mijloacelor instrumentale pentru cercetările ştiinţifice sau pentru încercări tehnologice şi s-a înscris într-un domeniu mai cuprinzător, incluzînd şi un mare cîmp aplicativ.

De asemenea, trebuie ţinut seama de faptul că, dacă la începutul erei spaţiale fiecare nouă lansare a unui obiect cosmic prilejuia entuziasm şi comentarii ample, astăzi o asemenea împrejurare uneori este pur şi simplu trecută cu vederea, şi nu numai de public, dar chiar de specialişti. Cap-

tează interesul doar evenimentele marcante, cum sînt efectuarea de experiențe în premieră sau reeditarea unor realizări singulare remarcabile. De aceea în prezentarea de față am acordat atenție favorizantă acelor elemente ale tehnicii spațiale care punctează cele mai recente progrese ale acesteia, prezentate în strînsă legătură cu prevederile unor proiecte în curs de realizare. Totodată în fiecare capitol sînt considerații asupra perspectivei de dezvoltare a tehnicii cosmice în viitorul apropiat, deduse simplu prin prelungirea actualității astronautice.

Dacă, parcurgînd volumul, cititorul își va consolida sentimentul convingerii asupra utilității eforturilor în domeniul spațial și al necesității ca aceste eforturi să fie conjugate la scara planetei și orientate spre același scop — pace și progres general pentru omenirea întreagă — , strădDuința pentru întocmirea ei nu va fi fost zadarnică.

RACHETE PENTRU COSMOS

La inaugurarea erei spațiale, deopotrivă marele public și specialiștii au fost impresionați de valoarea și amploarea începutului: primul satelit era un obiect destul de greu (83,6 kg), iar orbita sa destul de înaltă (227/947 km). Faptul indica o disponibilitate remarcabilă a tehnicii rachetelor destinate explorării cosmosului, deoarece acești doi indici constituie criteriul principal de apreciere a calității unei rachete purtătoare; evident, racheta va trebui să fie cu atît mai puternică cu cît i se pretinde să transporte încărcături mai grele sau să plaseze o anumită încărcătură pe o orbită mai înaltă.

Începem incursiunea noastră în tehnica spațială cu o scurtă trecere în revistă a principalelor tipuri de rachete purtătoare sovietice, utilizate în primul deceniu de astronautică.

„Vostok", „Cosmos" și „Proton"

Pînă la sfîrșitul anului 1969 fuseseră lansate din Uniunea Sovietică cîteva sute de rachete purtătoare, unele operaționale, altele experimentale, cu ajutorul cărora în intervalul respectiv au fost plasați pe diferite orbite circa 400 de sateliți artificiali ai Pămîntului și 30 de stații automate interplanetare. Masa totală a obiectelor satelizate era de aproximativ 2 000 de tone, iar a corpurilor desprinse pentru totdeauna de Pămînt întrecea 50 de tone. Cifrele arată nivelul ridicat atins de tehnica transportului cosmic într-o perioadă relativ scurtă. Și, evident, ele sugerează marile posibilități de dezvoltare în continuare a acestei tehnici.

Este interesant de remarcat că specialiștii sovietici au stabilit de la început cîteva soluții avantajoase în ceea ce privește construcția de rachete purtătoare, au optimizat aceste soluții și s-au preocupat an de an de perfecționarea lor tehnologică. În ordinea elaborării acestor soluții, ele

s-au concretizat în următoarele tipuri principale de motoare: „Vostok“, „Cosmos“ şi „Proton“.

Va fi util să notăm aici că rachetele pentru cosmos sînt maşini cu mai multe motoare, această caracteristică fiind impusă de faptul că forţa de tracţiune a unui singur motor este, de regulă, insuficientă pentru o misiune spaţială. Aşa se face că, în toate variantele cunoscute, rachetele purtătoare de obiecte cosmice sînt concepute ca rachete cu mai multe trepte, care au în compunerea etajelor propulsoare de bază mai multe motoare identice. Cîteva asemenea variante mai reprezentative vor fi arătate mai departe. Deocamdată reţinem aici că sovieticii au acordat atenţie maximă perfecţionării continue a tipului de motor standard adoptat şi asocierii mai multor motoare de acest fel într-o structură cît mai convenabilă pentru efectuarea unor programe ştiinţifice cît mai variate. În acest scop, în perioada 1954 — 1957 în Uniunea Sovietică s-au desfăşurat lucrări importante privind punerea la punct a motorului RD-107 „Vostok“. Rezultatul a fost cel aşteptat: s-a realizat un motor de mare randament, pe deplin satisfăcător scopurilor de etapă. Motorul „Vostok“ este considerat cea dintîi instalaţie de propulsie cu combustibil lichid construită industrial ca produs de serie. Funcţionează cu un combustibil cu mare putere calorifică, ale cărui componente — ambele în fază lichidă — sînt oxigenul şi o hidrocarbură (benzină). Acest motor a constituit unitatea de propulsie atît în racheta care a plasat pe orbită întîiul satelit artificial al Pămîntului (4 octombrie 1957), cît şi în racheta purtătoare a navei „Vostok“, la bordul căreia a zburat Iuri Gagarin, primul cosmonaut al omenirii (12 aprilie 1961). Şi tot cu acest motor, mereu perfecţionat, au fost construite etajele propulsoare de bază ale rachetelor purtătoare utilizate pentru plasarea unor obiecte pe orbite în jurul Lunii şi Soarelui, pentru trimiterea spre Lună, spre Venus şi spre Marte a mai multor staţii automate sau pentru efectuarea de zboruri spaţiale în jurul Pămîntului a unor nave cosmice pilotate („Vostok“ şi „Voshod“).

Unul dintre principalii indicatori ai motorului-rachetă este aşa-numitul impuls specific. Se exprimă în secunde, dar arată — prin definiţie — ce forţă de tracţiune se obţine prin arderea în motor a unui kilogram de combustibil timp de

o secundă. În practică, se consideră perfecţionat acel motor al cărui combustibil este apt să ofere un impuls specific mai mare de 250 de secunde. Motorul la care ne referim asigură pentru această caracteristică (în vid) valoarea 314 la o tracţiune de 102 tone-forţă. Este de-a dreptul surprinzător, ţinînd seama că amestecul menţionat (oxigen lichid şi benzină) părea pînă nu de mult un combustibil inferior, sub posibilităţile arătate. În legătură cu aceasta, pentru înţelegerea completă a consideraţiilor care urmează, va fi de folos să precizăm unele aspecte ale problemei performanţelor motorului-rachetă.

Cele mai bune substanţe chimice utilizate ca propulsanţi în motoarele-rachetă asigură viteze de ejecţie apropiate de 3 000 m/s. De exemplu, un combustibil pe bază de alcool şi oxigen lichid realizează o viteză de scurgere a gazelor de 2 000 m/s, amestecul benzină şi oxigen lichid 2 700 m/s, iar amestecul hidrazină şi un oxidant superior 2 900 m/s.

De necrezut, dar în motorul RD-107, ca urmare a faptului că aproape întreaga energie degajată prin reacţiile chimice (prin arderea substanţelor utilizate) este pusă în joc pentru crearea cantităţii de mişcare a gazelor evacuate (accelerate) prin ajutaj, viteza de ejecţie are valoarea de 3 100 m/s. Specialiştii sovietici au obţinut astfel un randament al motorului (70%) net superior randamentului de utilizare al altor motoare din aceeaşi clasă (sub 62%). Pentru aceasta ei au acţionat, pe de o parte, în sensul îmbunătăţirii calităţilor energetice ale combustibilului utilizat (spre creşterea puterii calorifice a acestuia) şi, pe de altă parte, spre o organizare tehnică a motorului cît mai avantajoasă. În legătură cu această a doua direcţie de efort, urmărindu-se creşterea aşa-numitului raport de detentă (raportul dintre presiunea din camera de ardere şi presiunea din secţiunea de ieşire a ajutajului), de care depinde mărimea vitezei de scurgere a gazelor, s-a ajuns la valoarea 150 a acestuia, prin acceptarea unei valori ridicate a presiunii din camera de ardere (60 de atmosfere). O cale directă de creştere a raportului de detentă o constituie dotarea motorului cu un ajutaj cu divergentul (partea ca o pîlnie) lung, ţinînd seama că, parcurgîndu-l, gazele îşi micşorează rapid presiunea; or, pentru o anumită presiune în camera de ardere, cu cît presiunea la ieşire va fi mai mică, evident va creşte valoarea

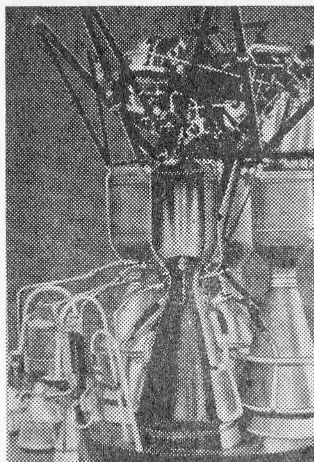


Fig. 1 Motorul RD-107, unitate de propulsie în construcția rachetei sovietice „Vostok"

raportului dintre presiunea interioară și cea din secțiunea de ieșire a ajutajului. Dar această modalitate nu epuizează posibilitățile de obținere a unei valori mari a raportului de detentă. Așa cum arătam, cel mai la îndemînă ar fi să se admită presiuni ridicate în camera de ardere. Numai că limitările sînt aici riguroase, dacă avem în vedere solicitările mecanice mari ale pereților camerei de ardere, solicitări care nu pot depăși anumite valori, bine stabilite. Un raționament elementar conduce la concluzia că, din punctul de vedere al valorii maxime admisibile a presiunii interioare, camera de ardere nu poate depăși un volum dat. Iată însă o rezolvare practică: bateria de motoare sau motorul multiplu; în loc de o singură cameră de ardere, mai multe camere, fiecare cu cîte un ajutaj de reacție. Întocmai așa arată motorul RD-107, reprodus în figura 1. Camerele avînd dimensiuni relativ mici (43 cm diametru și 70 cm lungime) și presiunea totală pe pereții lor va fi mai redusă (600 de tone față de 1 500 tone, cît ar măsura aceeași caracteristică în cazul unei singure camere cu volumul de patru ori mai mare).

Mai multe camere mici în locul uneia singure mari constituie o soluție avantajoasă și în ceea ce privește solicitarea termică a construcției. De altfel este oportun de precizat că principalul efort la care sînt supuse motoarele-rachetă este tocmai acesta, efortul termic. Încălzirea excesivă a ajutajului și a pereților camerei dacă arderea nu este controlată și limitată poate provoca degradarea sau distrugerea motorului, în situația cînd combustia durează mai mult. Să observăm că din această cauză timpul de funcționare a unui motor, de regulă, nu depășește 2,5—3 minute.

Soluția sovietică — motor cu patru camere de ardere — facilitează răcirea motorului, fapt deosebit de important dacă luăm în considerare că randamentul înalt al motorului RD-107 presupune temperaturi interioare extrem de ridicate (în secțiunea critică a ajutajului, adică la gîtul acestuia, în partea sa cea mai îngustă, care este și cel mai mult solicitată termic, temperatura poate atinge 3 200°C).

Motorul în cauză, așa cum puteți observa din fotografie (fig.1), are două inele pe ajutaj: unul la extremitatea acestuia, celălalt la mijlocul său (de observat și lungimea foarte mare a divergentului, cu explicația dată mai înainte). Cele două inele sînt tuburi de admisie la care se racordează una dintre conductele de combustibil, și anume conducta de alimentare cu benzină; oxigenul lichid se introduce prin chiulasa motorului, adică prin capacul din partea frontală care închide camera de ardere la extremitatea opusă ajutajului. Prin urmare, benzina nu se introduce direct în cameră, ci este condusă prin inelele menționate pentru ca să circule mai întîi prin spațiul dintre peretele dublu al ajutajului și camerei de ardere. Acest spațiu este căptușit cu o foaie de cupru, încît se realizează o bună conductibilitate termică, în sensul că benzina îndeplinește acum funcția de lichid de răcire; înmagazinînd o cantitate de căldură prin contactul cu pereții motorului, pe lîngă faptul că asigură răcirea acestora (răcire regenerativă), carburantul își mărește puterea calorifică, întrucît intră în camera de ardere avînd o bună încălzire prealabilă. Divizarea camerei în patru unități mai mici oferă fluidului de răcire o suprafață de contact mult mai mare și deci condiții de răcire mai bune. Creșterea suprafeței de răcire este sensibilă; în cazul motorului RD-107, ea a fost evaluată la 60%.

Privind figura 1, mai remarcăm o sumedenie de conducte, precum și un agregat cu două corpuri în partea superioară. Sînt elemente ale sistemului de alimentare cu combustibil a motorului. În principal, alimentarea, adică scoaterea substanțelor (carburant și oxidant) din rezervoare și împingerea lor pe conducte separate spre camerele de ardere, se face cu un agregat turbopompă, constituit dintr-o singură turbină și două pompe: una pentru alimentarea motorului cu oxigen lichid, cealaltă pentru benzină. Turbina funcționează cu gaze produse într-un generator special. La

rîndul său, ea antrenează în mişcare pompele, care împing combustibilul pe conducte, din rezervoare spre camerele de ardere. Se înţelege că prin reglarea debitului de gaze care pun în mişcare turbina se va putea regla turaţia pompelor şi, în final, debitul substanţelor care intră în motor, respectiv debitul gazelor ejectate. Faptul este deosebit de important, deoarece între forţa de tracţiune şi debitul de scurgere a gazelor prin ajutajul de reacţie există o relaţie de dependenţă directă; cu cît debitul (masa gazelor ejectate într-o secundă) este mai mare, cu atît şi tracţiunea motorului va fi mai mare şi invers. Este încă un motiv pentru care se preferă în tehnica rachetelor motoare cu camere multiple sau chiar cu o singură cameră de ardere, dar cu mai multe ajutaje.

Prin urmare, pompele asigură alimentarea motorului cu cantitatea de combustibil necesară şi într-un anumit raport al substanţelor. Pentru facilitarea operaţiei şi pentru ca pe timpul golirii rezervoarelor acestea să nu se deformeze, în spaţiul eliberat de substanţe se introduce un gaz inert (azot, cel mai frecvent) sub presiune.

Separat deci, pentru alimentarea generatorului de gaz care antrenează turbina (în cazul motorului RD-107 se foloseşte apa oxigenată, ale cărei produse de descompunere se obţin uşor şi care nu pretinde măsuri speciale la manipulare şi depozitare în rachetă) şi pentru menţinerea unei anumite presiuni în rezervoare, mai sînt necesare două pompe. Şi acestea se găsesc în complexul tehnic al instalaţiei de propulsie prezentate.

În plus,în partea din faţă a fotografiei se observă alte două motoare mici, perfect asemănătoare cu unităţile motorului principal, dar realizate la o scară redusă. Motorul RD-107 a fost construit cu două şi cu patru asemenea anexe. Prin mijlocirea lor se rezolvă foarte avantajos problema stabilizării şi dirijării în zbor a rachetei purtătoare, pentru că motoarele sînt prinse în articulaţii şi se pot astfel roti, modificînd prin aceasta direcţia de scurgere a gazelor, deci direcţia forţei lor de tracţiune (se văd bine în această dispunere în partea posterioară a rachetei purtătoare din figura 2). Apar astfel forţe suplimentare care vor corecta direcţia de zbor conform programului. Prin urmare, în acest mod se prevăd atît posibilităţi de modificare a mărimii forţei de

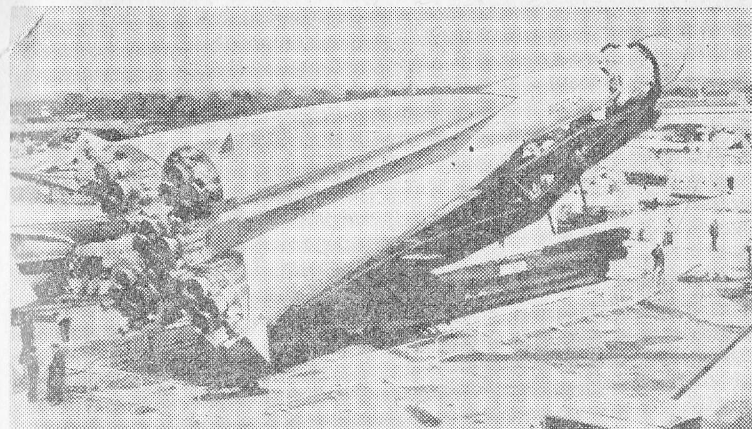


Fig. 2 Racheta purtătoare „Vostok“

tracţiune, cît şi posibilităţi de schimbare a orientării acesteia.

Este interesant modul cum au fost asociate aceste motoare în structura cunoscutei rachete purtătoare „Vostok“, care a fost utilizată la lansarea navelor cosmice pilotate cu aceeaşi denumire. Racheta are două trepte şi jumătate. În jurul unui corp cilindric central sînt dispuse simetric patru corpuri conice, avînd fiecare cîte un motor cu camere multiple RD-107. Sînt în total 5 motoare cu 20 de unităţi de propulsie, asigurînd o forţă de tracţiune la start de 510 tone-forţă (5 × 102 tone-forţă), întrucît lansarea se face cu simultana aprindere a tuturor camerelor (20 la număr), atît a celor din corpurile laterale, cît şi a celor din corpul central. Motoarelor principale le sînt asociate 12 motoare articulate, etajul central avînd patru asemenea motoare, dispuse simetric, pe doi diametri perpendiculari. Pe traiectorie, cînd cele patru corpuri laterale şi-au consumat întreaga cantitate de combustibil (circa 30 de tone în fiecare), ele se desprind şi cad; continuă combustia în motorul corpului central, unde se mai dispune de o rezervă de combustibil de încă aproximativ 30 de tone de substanţă. Cînd şi acest motor şi-a încetat lucrul, nemaidispunînd de combustibil, se produce desprinderea etajului propulsor, devenit

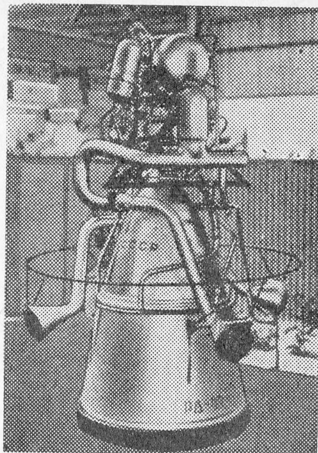


Fig. 3 Motorul rachetă RD-119, unitate de propulsie în construcția rachetei purtătoare „Cosmos"

masă neproductivă, și își continuă zborul pe traiectorie numai corpul frontal, constituit din motorul ultimei trepte (motor cu un singur ajutaj) și obiectul cosmic. Întreaga rachetă măsoară 38 m în lungime și 10,3 m în diametru (distanța dintre extremitățile bazei); fiecare corp lateral are lungimea de 19 m și diametrul maxim de 3 m. Greutatea totală la lansare este estimată la 300 tone.

După cum se știe, într-un interval de 8 ani și jumătate începînd de la 16 martie 1962, Uniunea Sovietică a plasat pe diferite orbite în jurul Pămîntului aproximativ 350 de sateliți automați din seria „Cosmos" (la 25 aprilie 1970 a fost lansat un grup de 8 sateliți din această serie, cu aceeași rachetă purtătoare, ajungîndu-se astfel la acea dată la exemplarul „Cosmos"-343. Greutatea sateliților „Cosmos" variază de la un exemplar la altul, de la cîteva sute de kilograme la 7,5 tone, iar în unele cazuri a fost depășit și acest tonaj. Pentru toate lansările în cauză au fost folosite rachete cu două-patru trepte, organizate în structuri corespunzătoare și avînd un tip nou de propulsor pe etajele superioare. Acest motor, denumit RD-119 (fig.3), funcționînd cu un amestec de oxigen lichid și dimetilhidrazină, dezvoltă o forță de tracțiune de 11 tone-forță și asigură în vid un impuls specific de 352 de secunde, cea mai mare valoare a acestei caracteristici pentru tipul de motoare considerat. Presiunea în camera de ardere este de 80 de atmosfere (cu 20 atmosfere mai mare decît la motorul RD-107). Este un motor economic, realizat pe aceeași schemă de construcție ca și RD-107, cu folosirea largă a unor materiale și tehnologii reprezentînd cel mai înalt nivel de producție în industria constructoare de rachete în etapa considerată (motorul a fost pus la punct în perioada 1958—1960). Pentru

orientarea treptei și execuția unor comenzi de dirijare sînt prevăzute cele patru ajutaje de reacție dispuse simetric pe două diametre perpendiculare în dreptul inelului de răcire de pe ajutajul de reacție, care se văd în fotografie.

Un alt tip de motor cu patru camere de ardere utilizat în structura „Cosmos" este denumit RD-214. Are tracțiunea de 73 tone și funcționează cu benzină și acid azotic; impulsul specific: 246 secunde. Raportul de detentă: 64; presiunea în cameră: 45 kg/cm^2.

În fine, specialiștii sovietici au realizat și au utilizat operațional începînd din 1965 o rachetă purtătoare și mai puternică, cu ajutorul căreia au fost lansate în spațiu laboratoarele științifice automate „Proton" de 12,2 tone. Tracțiunea sa totală întrece cu mai mult de două ori pe aceea a rachetei „Vostok", putîndu-se situa între 1 500 și 1 800 de tone-forță. La sfîrșitul anului 1967, diverși specialiști apreciau că în urma experiențelor cu rachete purtătoare noi în Pacific ar fi de așteptat ca sovieticii să dispună de rachete și mai puternice, a căror tracțiune să se apropie de 5 000 de tone-forță.

Cît despre utilizările rachetelor menționate, acestea, așa cum vom vedea mai departe, sînt dintre cele mai importante.

Progrese însemnate în tehnica rachetelor s-au înregistrat și în S.U.A. Din numărul mare de rachete și combinații de rachete destinate explorărilor spațiale prezintă particularități interesante de construcție și de utilizare unele tipuri mai elaborate din familiile „Titan" și „Saturn".

Primul reprezentant al familiei „Titan" a fost destinat scopurilor militare. Racheta n-a dat satisfacție, deoarece necesita un timp de pregătire prea mare, motoarele sale funcționînd cu oxigen lichid (substanță pretențioasă în manipulare).

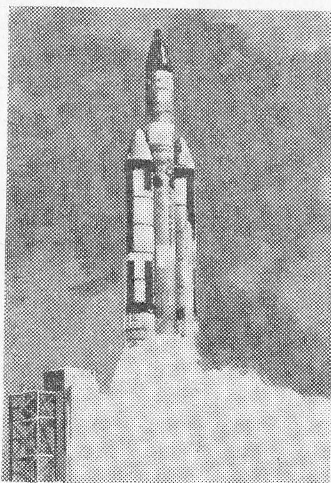
S-a trecut la „Titan"-2, o rachetă mai perfecționată, care s-a impus atenției ca un mijloc potrivit pentru întreprinderea cosmică. Și, după cum se știe, ea a și fost utilizait la lansarea în spațiu a navelor pilotate de tip „Gemin". Motoarele sale funcționează cu substanțe corespunzătoare destinației inițiale a rachetei, și anume cu acid azotic și aerozină, substanțe care pot fi păstrate timp îndelungat fără să necesite pentru aceasta măsuri cu totul speciale și care au

caracteristici energetice superioare. În plus, aduse în contact, componentele respective se aprind de la sine (se autoaprind), oferind astfel încă o posibilitate de simplificare a construcției. De asemenea, utilizarea substanțelor menționate a îngăduit reducerea din schema de organizare de bază a unui mare număr de dispozitive și repere tehnice (supape, dispozitive de reglare, relee), iar în final să se simplifice construcția și să se mărească siguranța în funcționare a instalației de propulsie.

Pornind de la această rachetă cu două trepte, constructorii au realizat o variantă mai puternică de rachetă purtătoare, „Titan"-3C, devenită operațională din anul 1966. Asupra ei ne oprim mai departe.

După cum puteți observa din figura 4, racheta se aseamănă întrucîtva cu „Vostok", avînd, ca și aceasta, corpuri laterale (dar numai două, nu patru ca la racheta sovietică). Dacă înfățișarea le apropie, în schimb principiul de realizare, concepția de construcție diferă fundamental. „Titan"-3C este o rachetă cu trei trepte plus un dublu etaj accelerator suplimentar. Motoarele treptelor principale (cinci în total) funcționează cu combustibili chimici lichizi, pe cînd etajul auxiliar este constituit din două motoare cu combustibil solid (corpurile laterale). Racheta are lungimea totală de 42 m (25,8 m măsoară fiecare corp lateral) și cîntărește la start 700 tone (dintre care 500 de tone greutatea celor două etaje propulsoare auxiliare).

Motoarele auxiliare de start sînt instalații de propulsie foarte puternice: fiecare dezvoltă o tracțiune medie de 450 de tone-forță, încît ridicarea rachetei (700 de tone la start) de pe platformă se face cu o forță apreciabilă (de peste 200 de tone-forță, diferența dintre tracțiunea totală și greutatea rachetei la start). Totuși, programul de variație a forței


Fig. 4 Racheta" Titan"-3C

de tracțiune este astfel stabilit, ca pe timpul funcționării motoarelor auxiliare coeficientul de suprasarcină să nu depășească 3,2. (Datorită accelerării rachetei la start elementele rachetei sînt supuse unor forțe de apăsare, care, firește, vor fi cu atît mai mari cu cît accelerația respectivă va fi mai mare; este util deci să se controleze cu rigurozitate regimul de funcționare a motoarelor pentru a se preveni creșterea suprasarcinii, a cărei consecință este fie deteriorarea unor dispozitive sau elemente de construcție, fie dereglări în funcționarea unor sisteme). În fiecare corp lateral se găsește o cantitate foarte mare (190 t) de combustibil solid — un amestec de polibutadien și acrilonitril cu adaos de praf de aluminiu. Încărcătura de propulsie este constituită în principal din 5 calupi cilindrici, avînd fiecare lungimea de 3 m și diametrul exterior tot de 3 m, cu canal interior ușor conic (diametrul mediu de 1,2 m); pe una dintre fețe calupul este blindat, astfel ca arderea să rămînă restricționată la o anumită suprafață, liberă. Este foarte important acest lucru pentru realizarea presiunii dorite în camera de ardere și, mai departe, pentru obținerea parametrilor balistici doriți.

Durata perioadei active (timpul cît funcționează aceste motoare, care se aprind simultan) este de 104 secunde.

O remarcă interesantă: pentru fiecare rachetă sînt necesare 380 de tone de pulbere, o cantitate foarte mare. Pînă în martie 1965 această substanță era produsă într-o uzină a cărei producție *lunară* nu depășea 450 de tone. Aceasta a impus măsuri tehnologice și de reorganizare a unei întregi industrii chimice (pirotehnice) corespunzătoare, ajungîndu-se ca în anul următor să se obțină o producție lunară de 2 700 de tone, echivalentă cu necesarul în motoare auxiliare de start al unui număr de 7 rachete.

Motoarele (două) de pe prima treaptă dezvoltă fiecare o tracțiune de 97,4 tone-forță timp de 165 de secunde și lucrează la un regim de presiune interioară de 54 de atmosfere. Ele funcționează autonom și folosesc pentru alimentarea cu combustibil un sistem turbopompă cu generator, care utilizează aceleași componente ca și motoarele. Pentru menținerea presiunii necesare în rezervoare se folosesc: vapori de oxigen pentru rezervorul de acid azotic și gaze de la turbină pentru rezervorul de carburant. Ambele motoare sînt prinse

în legătură cardanică, putîndu-se astfel roti şi înclina pe orice direcţie în scopul dirijării rachetei conform programului urmărit.

Motorul treptei a doua (unic) este ceva mai mic (45 de tone-forţă, forţa de tracţiune), dar are o durată de funcţionare mai mare (220 de secunde).

Cele două motoare ale treptei a treia (3,6 tone-forţă, tracţiunea fiecăruia) pot fi pornite şi oprite de mai multe ori (timp total de lucru 500 de secunde); sînt motoare de joasă presiune (7 atmosfere), cu mare raport de detentă (40). Aşa cum vom mai avea prilejul să menţionăm, pentru propulsia spaţială această calitate este foarte importantă şi se asigură printr-o construcţie specială, cu măsuri deosebite pentru păstrarea combustibilului şi pentru utilizarea sa în condiţiile specifice zborului balistic (în vid), cînd starea de imponderabilitate creează situaţii de dificultate în această privinţă. De astă dată alimentarea motoarelor nu se mai face cu ajutorul vreunui agregat turbopompă, ci prin împingerea sub presiune a substanţelor, introducîndu-se în acest scop în fiecare rezervor heliu sub presiune.

Camera de ardere şi ajutajul fiecărui motor se fac din materiale termorezistente (aliaje din cadmiu şi titan).

În ceea ce priveşte funcţionarea acestor motoare, a fost stabilit următorul grafic pentru o traiectorie standard: racheta ia startul sub forţa de tracţiune creată de cele două etaje auxiliare cu combustibil solid. Urcă vertical 10 secunde, după care începe să se încline uşor şi zboară astfel pînă în secunda 108, cînd se aprind şi motoarele treptei principale de bază. După 9 secunde sînt aprinse mai multe rachete mici, dispuse lateral pe corpurile auxiliare sus şi jos, ale căror jeturi sînt îndreptate spre corpul central. Ca urmare, corpurile laterale sînt împinse şi îndepărtate de rachetă. Aşadar, aceasta se petrece în secunda 117. Mai trec 136 de secunde şi, epuizîndu-se rezerva de combustibil a primei trepte, motoarele acesteia sînt scoase din funcţiune (chiar dacă a mai rămas substanţă în rezervoare, sistemul automat de control al consumului de combustibil la momentul stabilit prin program emite un semnal de comandă, pe baza căruia este acţionat mecanismul de „tăiere“ a alimentării motorului).

Au trecut deci 253 de secunde de la desprinderea rachetei de platforma de start. Tot acum se conectează motorul treptei a doua, cu simultana desprindere a părţii devenite greutate neproductivă. (De notat că nu întotdeauna se procedează aşa; sînt şi scheme de zbor care prevăd punerea în funcţiune a motoarelor treptei superioare după un timp de la desprinderea etajului propulsor scos din funcţiune, adică după ce racheta a parcurs o porţiune de traiectorie balistic, ca un proiectil; se recurge la această modalitate atunci cînd se urmăreşte un control prealabil riguros al atitudinii rachetei care a fost afectată prin operaţia de separare menţionată.) Oprirea motorului treptei a doua este comandată în secunda 460, cînd începe şi operaţia de desprindere a etajului respectiv. Numai după 13 secunde de la aceasta se conectează cele două motoare ale ultimei trepte (cazul particularizat mai sus). Prima lor oprire se face după 237 de secunde, cînd racheta (partea rămasă) a dobîndit viteza orbitală dorită.

Ne vom opri puţin la acest aspect, al dinamicii zborului rachetei, pentru a facilita înţelegerea altor mijloace ale tehnicii spaţiale, pe care le vom prezenta mai departe.

Motorul rachetei funcţionînd un anumit timp, adică în cazul motorului termochimic arzînd o anumită cantitate de substanţă, va imprima vehiculului o viteză care, la sfîrşitul combustiei, va fi dată de produsul dintre viteza de ejectare a gazelor şi logaritmul natural al raportului dintre masa iniţială a rachetei la start şi masa ei finală după încetarea arderii. În interesul creşterii acestei viteze va fi deci util ca, la sfîrşitul arderii, masa rămasă să reprezinte cît mai puţin din masa iniţială sau, ceea ce este acelaşi lucru, cît mai mult din masa totală a rachetei să fie constituită din combustibil. Prin organizarea rachetelor în trepte se obţine un raport de masă incomparabil mai mare decît în cazul rachetelor simple şi, prin urmare, şi viteze finale mari. Astfel, dacă prin perfecţionarea motorului (motoarelor) primei trepte racheta dobîndeşte, să spunem, 2 km/s, în momentul acţionării motoarelor treptei următoare acestea „preiau“ funcţia de accelerare a rachetei de la acest nivel energetic (de viteză), prin lucrul lor făcînd să crească viteza, de exemplu, cu încă 3 km/s, încît în final, la oprirea lor, vehiculul va avea o viteză totală

de 5 km/s. Dar pentru a putea realiza această suplimentare importantă a vitezei va trebui îndepărtată partea de construcţie devenită masă neproductivă: motoarele primei trepte, rezervoarele golite de substanţă şi structura care le-a încorporat. În acest mod, sarcina instalaţiei propulsoare a treptei superioare este mai uşoară, motorul avînd de comunicat viteză unei mase reduse. Acum, la punerea în funcţiune a motoarelor treptei superioare, şi condiţiile de lucru ale acestora sînt îmbunătăţite, întrucît vehiculul a fost scos din straturile foarte dense de aer (atmosfera se rarefiază sensibil de la 8 —10 km înălţime). Este principalul motiv pentru care rachetele iau startul vertical: tocmai pentru a străbate un drum cît mai scurt prin mediul atmosferic cel mai rezistent. De observat însă şi un alt aspect la fel de interesant, şi anume că racheta porneşte de pe rampa de lansare din repaus, viteza ei crescînd treptat şi destul de încet (la începutul urcuşului se vede bine cu ochiul liber). Aşadar, în straturile atmosferice foarte dense din apropierea solului, la urcare ea are o viteză mică, ceea ce face ca şi rezistenţa aerului la înaintare să fie redusă (forţa respectivă variază cu pătratul vitezei: dacă viteza creşte de 3 ori, rezistenţa aerului se măreşte de 9 ori!). Cu cît racheta urcă mai sus, viteza sa creşte, însă încălzirea aerodinamică a învelişului său nu va atinge un nivel periculos, datorită mediului tot mai rarefiat. Şi din acest motiv, la unele construcţii se prevede un interval de urcuş balistic între momentul opririi motoarelor primei trepte şi pornirea motoarelor treptei următoare (deşi prin aceasta se admite o scădere uneori destul de mare a vitezei dobîndite la finele perioadei active a treptei respective).

Să ne reîntoarcem acum la prezentarea unor tipuri particulare de rachete purtătoare realizate în S.U.A. Vom începe prin descrierea succintă a principalelor motoare-rachetă cu combustibil lichid utilizate în diverse grupări, ca unităţi de propulsie ale unor rachete cosmice mari.

Dintre soluţiile tehnice considerate mai elaborate în perioada 1962—1963 şi care au servit ulterior ca bază a unor importante perfecţionări în materie de instalaţii de propulsie pentru rachete, menţionăm motorul RL-10, un motor de

mică tracţiune (6 800 kg, în vid), funcţionînd cu combustibili criogenici (oxigen lichid şi hidrogen lichid, substanţe înalt energetice). În schema motorului se prevăd două pompe de alimentare cu combustibil, acţionate de o singură turbină. Hidrogenul lichid face răcirea regenerativă a camerei de ardere; în timpul circulaţiei el se evaporă, trece în turbină şi mai departe în camera de ardere. Pompa pentru hidrogen este antrenată direct de turbină, pe cînd cea de oxigen se acţionează prin reductor. Pentru o mai completă edificare asupra problemei prezentăm în figura 5 o schemă analogă, după care a fost realizat motorul francez HM-4 (H-hidrogen). Cum vedeţi, turbina antrenează pompa de hidrogen lichid montată direct pe acelaşi ax, iar pompa de oxigen lichid este cuplată printr-un reductor cu angrenaj drept (roţi dinţate). Pompele sînt de tip centrifugal. Întregul agregat cîntăreşte doar 20 kg.

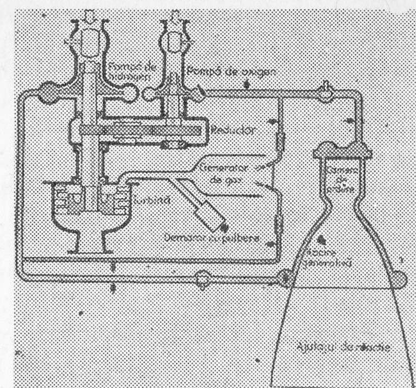


Fig. 5 Schema de organizare a unui motor-rachetă cu oxigen lichid şi hidrogen lichid

Din aceeaşi perioadă cu RL-10 se consideră operaţional şi motorul H-1, un motor cu o singură pornire (deosebit de RL-10, care poate fi pornit în mod repetat în vid), considerat de mare tracţiune (93 tone-forţă la nivelul mării şi 104 tone-forţă în vid). Ca şi la alte motoare dezvoltate ulterior pe aceeaşi schemă, el are ajutajul nu sub forma obişnuită de pîlnie conică, ci sub formă de clopot, o formă mai eficientă, rezultată din studii şi experimentări sistematice asupra scurgerii gazelor prin ajutaje de reacţie diferit profilate.

Cele mai puternice motoare considerate mai de perspectivă în S.U.A. sînt F-1 şi J-2, ambele utilizate pe rachetele „Saturn".

F-1 (fig.6) deținea recordul de putere la sfîrșitul anului 1967 (691 tone-forță tracțiunea; 260 s impulsul specific; 68 atm. presiunea în cameră). Funcționează cu o benzină specială și oxigen lichid și are răcire regenerativă. Pompele de combustibil sînt antrenate de o turbină cu puterea colosală de 60 000 CP. Aceste pompe asigură debitele mari de alimentare necesare: 790 kg benzină și 1 790 kg de oxigen lichid în fiecare secundă timp de 150 de secunde, cît este perioada activă a primei trepte. Motorul este o construcție destul de impunătoare: are 5,5 m lungime și 4,3 m diametrul secțiunii de ieșire a ajutajului; cîntărește 9,1 tone.

J-2 este un motor mai mic, dar de mare putere (forța de tracțiune în vid 104 tf), cu posibilitate de reaprindere de mai multe ori. Folosește combustibili criogenici, alimentarea făcîndu-se cu agregate turbopompă separate. Motorul are următoarele caracteristici principale geometrice și de greutate: 3,4 m lungime, 2 m diametru și 1,6 t greutate. Debitul asigurat de pompe este de 424 kg de oxigen lichid și 204 kg de hidrogen lichid pe secundă; presiunea în camera de ardere este de 54 de atmosfere, iar temperatura de 3 180°C.

Alte particularități de construcție și de organizare le menționăm mai departe, într-o scurtă descriere a puternicei rachete purtătoare „Saturn"-5.

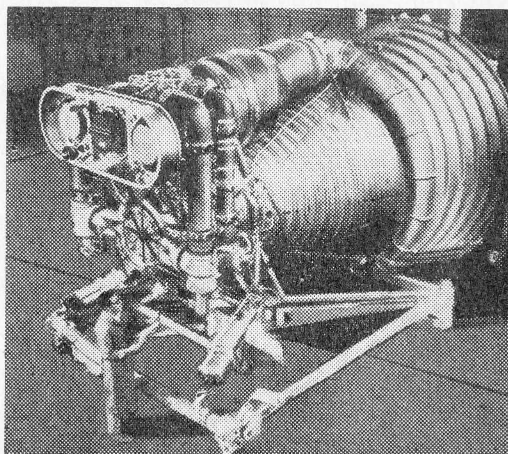


Fig. 6 Motor-rachetă F-1, de mare tracțiune

Un adevărat colos în greutate totală la start de 2 700 tone, racheta „Saturn"-5 și-a început zborurile de încercare în noiembrie 1967, cu rezultate promițătoare pentru ceea ce s-a preconizat a se obține prin mijlocirea ei: trimiterea unei expediții pămîntene în Lună.

Racheta (cu trei trepte) are înălțimea de 86 m, această „cotă" crescînd la 110 m cînd i se adaugă obiectul cosmic: nava „Apollo"; diametrul maxim al corpului rachetei, 10 m. Cele trei etaje propulsoare sînt denumite simbolic S-1C, S-II și S-IV B; ele sînt realizate, firește, pe măsura structurii centrale.

Astfel, prima treaptă (fig. 7) măsoară 42 m în lungime și 10 m în diametru și cîntărește goală 139 de tone (cît o rachetă cosmică); în rezervoarele sale se introduc peste 2 000 de tone de combustibil. Este deci ea însăși un gigant, cu greutatea impresionantă de 2 135 tone! (conține în rezervoare 811 de tone de benzină și 1311 de tone de oxigen lichid). Această cantitate enormă de substanță o consumă, în numai două minute și jumătate de funcționare, cele 5 motoare F-1 ale sale. Se obține astfel pe toată durata menționată o forță de tracțiune de 3 400 pe tone-forță. De notat că, pe lîngă bateria de motoare principale, etajul propulsor al primei trepte mai este prevăzut cu alte 8 motoare cu tracțiunea de 40 de tone-forță, ale căror jeturi de gaze, fiind îndreptate de-a lungul corpului rachetei în sensul de zbor, determină frînarea ușoară a etajului respectiv după desprinderea sa de restul construcției, cînd motoarele și-au încetat funcționarea (la înălțimea de 62 km).

Prin punerea în funcțiune a celor 5 motoare J-2 ale treptei a doua se obține o tracțiune totală de 465 de tone-forță, pe baza căreia viteza rachetei crește de la 9 800 km pe oră la 24 000 km pe oră, aceasta cu prețul a 427 de tone de combustibil ce se ard în motoarele principale în 6 minute și jumătate. Așadar, treapta a doua (un corp cilindric cu diametrul de 10 m, lungimea de aproape 25 m și greutatea de 465 de tone) constituie și ea o rachetă puternică. Pe această treaptă se găsesc în total 13 motoare, și anume cele 5 motoare principale, plus 8 motoare retro (tracțiunea 9,5 tone-forță) pentru frînarea etajului propulsor după separare.

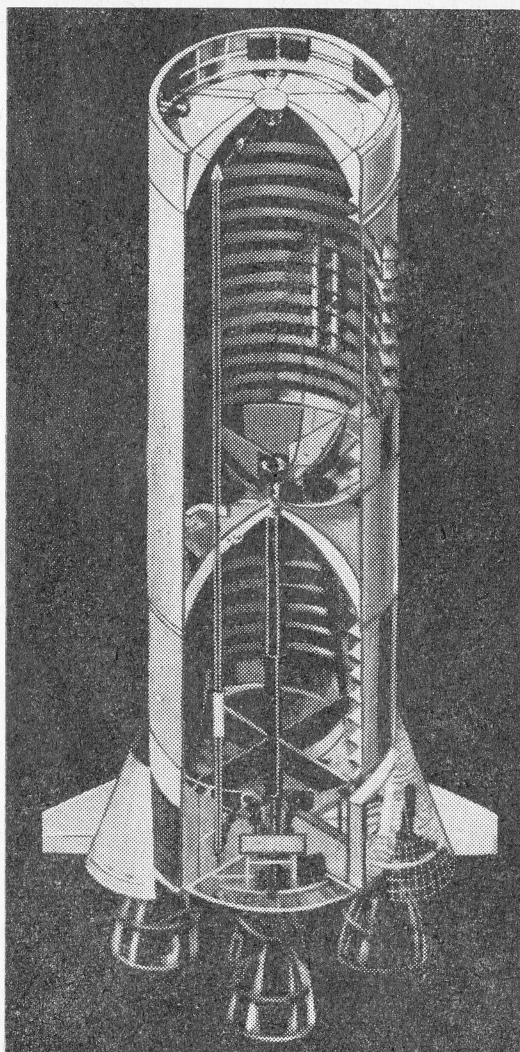


Fig. 7 Prima treaptă a rachetei „Saturn"-5

Cît despre treapta a treia a rachetei „Saturn"-5, aceasta este prevăzută cu un singur motor principal de tipul J-2, cu durata de combustie inițială de două minute și cu posibilitatea de reaprindere și de funcționare ulterioară încă 6 minute. Și ea are un număr mare de motoare auxiliare (14 în total), cu patru funcții diferite: două motoare de manevră, patru retrofuzee și alte opt motoare ale sistemului de orientare. Treapta măsoară 18 m lungime și 6,5 m diametru și cîntărește 114 tone, dintre care 104 tone combustibil. Instalația sa de propulsie asigură inițial ridicarea obiectului cosmic purtat de la înălțimea de 162 km, unde s-a separat treapta a doua, pînă la 188 km, înălțimea orbitei provizorii, și creșterea corespunzătoare a vitezei de la 24 000 km pe oră la 28 000 km pe oră. În etapa a doua de acționare, aceeași instalație de propulsie face să crească viteza la 40 000 km pe oră și scoate încărcătura utilă (nava „Apollo") pe traiectoria spre Lună.

Alimentarea la start a rachetei, pe cît pare de banală și de neînsemnată, este o operație delicată și pretinde o tehnică dintre cele mai pretențioase. Astfel, din complexul de asigurare a acestei operații fac parte: un dispozitiv electronic de calcul-programare, un sistem de măsură special integrat în rachetă și un aparat de etalonare precisă înainte de umplere, aceasta pentru că este vorba de introducerea în rezervoarele rachetei într-un timp scurt, cu numai cîteva minute înainte de lansare, a mai mult de 800 000 de litri de benzină (aproximativ 40 de vagoane-cisternă pline) și a peste 1 400 000 de litri de oxigen lichid (echivalentul a circa 60 vagoane). Operația ar echivala deci cu transvazarea completă în rachetă a conținutului a 100 vagoane cisternă mari (două treimi).

Întrucît pentru fiecare lansare se întocmește un anumit program de zbor, în funcție de condițiile concrete de lansare, de scopul urmărit și de caracteristicile rachetei și ale obiectului cosmic purtat, operația de umplere trebuie de asemenea programată, comandată și controlată riguros înaintea fiecărei lansări, ținîndu-se seama de toți parametrii principali (în primul rînd de înălțimea punctului în care trebuie scoasă racheta prin acționarea propulsorului respectiv și de viteza pe care ea trebuie s-o aibă în acel punct). De aceea se prevede dispozitivul de calcul-programare, al

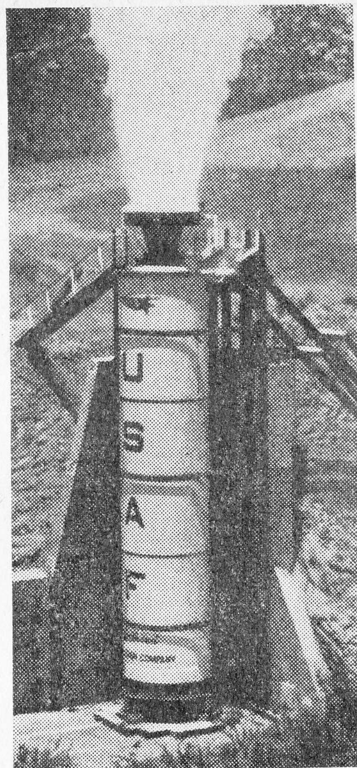


Fig. 8 Motor-rachetă cu încărcătură solidă de propulsie, la încercare pe banc vertical

cărui rol este tocmai de a măsura nivelul lichidului din fiecare rezervor pe timpul pompării și în stocajul preliminar și de a comanda completările sau scoaterile necesare.

PROPULSORI SOLIZI

O ultimă problemă în legătură cu construcția de motoare termochimice destinate scoaterii în spațiu a diferitelor obiecte cosmice: motoarele mari cu combustibil solid.

Specialiștii manifestă interes pentru asemenea motoare, destinate a fi folosite în baterii puternice de rachete auxiliare de start sau să servească în viitor drept etaje propulsoare de bază în unele rachete purtătoare. Unele firme americane au și trecut la construirea de astfel de încărcături de propulsie de dimensiuni puțin obișnuite, cu care nu pot rivaliza nici etajele mari de accelerare ale rachetei „Titan"-3C amintite.

Iată, de exemplu, prezentat la standul vertical de încercări statice (pe care se măsoară forța de tracțiune) un motor cu propulsant solid al cărui calup de „pulbere" are diametrul de 6,6 m (fig.8); firma constructoare: „Aerojet". Corpul motorului, confecționat din aliaje de oțel, nichel (18%), cobalt (8%) și molibden (5%), este de fapt un recipient cilindric de 60 tone, solicitat pe timpul arderii pul-

berii la forțe corespunzătoare unei presiuni interioare nu prea ridicate (44 de atmosfere). Ajutajul — un corp enorm de 6 m lungime și 4,5 m diametru maxim (2,25 m în secțiunea critică) — este construit din materiale termorezistente superioare (oțel inoxidabil acoperit cu un strat din material ablativ, alcătuit din 7 straturi metalice diferite), apte să reziste la solicitări termice importante (temperatura gazelor provenite din arderea calupului solid se ridică la peste 3 000°C).

Cît privește blocul de combustibil, acesta cîntărește 750 de tone. Este o pulbere turnată, constituită dintr-un amestec de polibutadien, perclorat de amoniu și praf de aluminiu; după turnare, soluția — preparată în stare lichidă — se polimerizează, transformîndu-se mai întîi într-o masă vîscoasă, iar apoi solidificîndu-se treptat. Compoziția pulberii este astfel stabilită, încît viteza de ardere să asigure în condițiile date un debit de refulare a gazelor prin ajutaj corespunzător consumului de 6 tone de substanță în fiecare secundă, încît perioada activă a motorului este 130 de secunde, timp în care s-a reușit să se obțină (în martie 1966) o forță de tracțiune de 1 500 de tone-forță. Pentru aprinderea propulsantului s-a folosit, la experiența menționată, un alt motor-rachetă, tot cu combustibil solid, care dezvoltă el singur o forță de tracțiune apreciabilă: 100 de tone-forță! Jetul de reacție al acestui motor, dispus în fața ajutajului motorului gigant, a fost îndreptat spre încărcătura principală. Curînd după inflamarea acesteia, torentul violent de gaze a aruncat „starterul" astfel constituit, eliberînd traiectul de evacuare a produselor combustiei (motorul de aprindere, fiind prins cu cabluri de siguranță, are traiectoria de cădere restricționată și nu se deteriorează prin operația de ejectare).

În iunie 1967 a fost experimentat pe bancul de probă un alt motor-rachetă cu combustibil solid, tot de 6,5 m diametru. Ca și la experiențele anterioare, s-a urmărit să se verifice structura motorului (rezistența materialului camerei de ardere: aliaj de oțel special cu 18% nichel), calitățile balistice și termodinamice ale pulberii, ajutajul cu sistemul său de control termic. Pe lîngă aceasta, noua

experimentare a mai avut ca obiect verificarea în condiții de funcționare a motorului a unui ajutaj mai mare (20 de tone greutate), parțial încastrat. De asemenea s-a experimentat un combustibil cu compoziția ușor diferită de aceea a motoarelor precedente și a fost probat pe timpul funcționării motorului un sistem de avertizare în caz de neregularități ale arderii. Noul ajutaj a fost realizat la dimensiunile corespunzătoare motorului mare, care va putea avea lungimea de 36—60 de metri și a cărui tracțiune este de așteptat să depășească 2 500 de tone-forță, putînd atinge 4 000 de tone-forță. Etajul experimentat n-a avut decît 23 m lungime, realizîndu-se totuși o forță de tracțiune minimă prevăzută.

Atenția acordată acestor motoare mari cu pulbere este justificată de avantajele pe care le oferă utilizarea lor pentru propulsia rachetelor purtătoare ca urmare a faptului că sînt mai puțin complexe și mai puțin costisitoare decît motoarele-rachetă cu combustibili lichizi, folosite aproape generalizat sau în combinațiile amintite. De reținut însă că, la valori egale ale forței de tracțiune, greutatea combustibilului este mai mică în cazul rachetei cu încărcătură de propulsie lichidă și, prin urmare, aceasta din urmă va fi mai puțin voluminoasă pentru aceeași masă satelizată.

Îndată după tirul (static) experimental din iunie 1967 s-a pus problema utilității imediate a motorului încercat. Mai ales că se cheltuiseră pînă atunci pentru realizarea lui 65 000 000 de dolari, iar costul unui corp de lungime normală (45—48m) se aprecia că va atinge suma fabuloasă de 400 000 000 de dolari.

La Congresul de astronautică de la Belgrad din toamna anului 1967 a fost prezentat un proiect al firmei „Douglas" de constituire a unei superrachete purtătoare (forța de tracțiune de 25 000 de tone-forță!) prin asocierea în aceeași structură a 5 motoare mari de acest tip (cu tracțiunea maximală scontată de 5 000 de tone-forță). Fiecare etaj propulsor component dezvoltînd o forță de tracțiune de 1,5 ori mai mare decît tracțiunea rachetei-gigant „Saturn"-5, rezultă că și încărcătura utilă ce ar putea să fie plasată pe orbită ar urma să depășească sensibil sarcina de transport a rache-

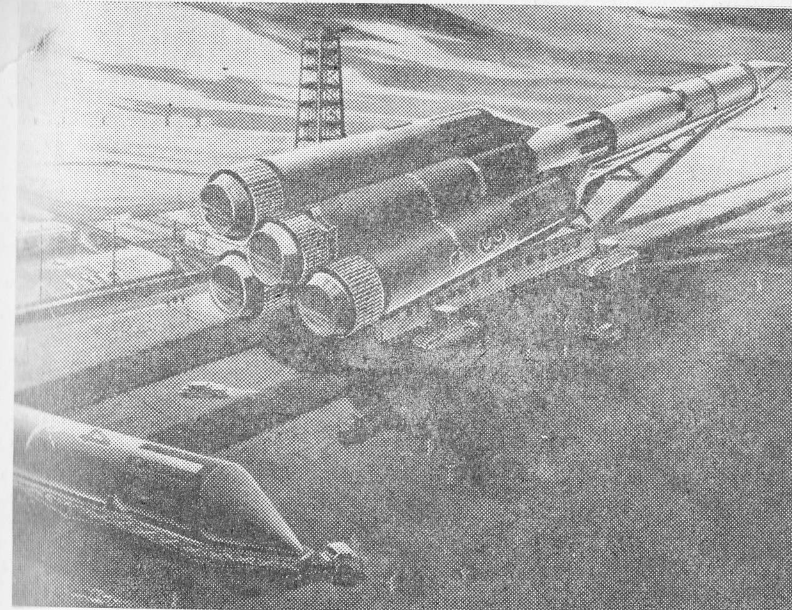


Fig. 9 Proiect de rachetă-gigant cu motoare cu încărcătură solidă de propulsie

tei de comparație. Organizarea propusă se vede în figura 9. Ea este asemănătoare modului de îmbinare a etajelor propulsoare în structura rachetei sovietice „Vostok". S-ar putea obține în acest fel — cel puțin așa rezultă din considerații preliminare teoretice — satelizarea pe o orbită apropiată în jurul Pămîntului a unei încărcături utile variind între 110 și 1 800 de tone, ceea ce ar fi o cucerire cu adevărat impresionantă. Oricum, ideea realizării de structuri de rachete-gigant prin utilizarea unei unități de propulsie-tip este foarte avantajoasă pentru organizarea de superrachete de puteri diferite, potrivit necesarului energetic stabilit la analiza misiunii cosmice preconizate.

O discuție aprinsă se poartă însă în legătură cu efectele sonore, extrem de periculoase, provocate de aprinderea unei încărcături de pulbere de cîteva mii de tone (7 500 de tone în cazul menționat). Din acest punct de vedere pare mai

avantajoasă utilizarea de propulsanți chimici lichizi pentru plasarea pe orbită circumterestră a unor încărcături superioare valorii de 45 de tone. Cu toate acestea, rachetele mari cu combustibil solid își vor putea găsi în viitor largi întrebuințări în tehnica propulsiei spațiale.

MOTOARE—RACHETĂ AUXILIARE

Incursiunea noastră în tehnica rachetelor a dat la iveală un sector important al acestei tehnici, constituit de motoarele-rachetă auxiliare. Denumim motoare auxiliare deopotrivă și pe acelea care servesc la dirijarea rachetei, și pe cele utilizate pentru orientarea obiectelor spațiale și executarea de către acestea a unor manevre în spațiu. Majoritatea lor fiind motoare-rachetă mici, cu tracțiune mică comparativ cu tracțiunea instalației principale de propulsie a rachetei purtătoare, ele sînt considerate microrachete. În construcții cosmice mari, așa cum vom vedea mai departe, se folosesc ca instalații de propulsie în spațiu și motoare-rachetă care prin dimensiunile și caracteristicile lor nu pot fi totuși socotite „micro".

Rostul unor asemenea motoare este acela de a ajuta la înscrierea și la menținerea obiectului cosmic pe o anumită orbită sau de a realiza schimbarea acelei orbite potrivit unei intenții transmise prin comenzi de la sol sau predeterminate și programate la bord. Cîteva exemple: schimbarea orientării obiectului spațial pe traiectoria sa de deplasare în vederea acționării motorului de manevră pentru corectarea acestei traiectorii; rectificarea orbitei satelitului geostaționar în sensul readucerii lui pe o anumită latitudine, de unde se realizează un anumit cîmp de observare asupra planetei; corectarea traiectoriei unui obiect cosmic în vederea aselenizării într-un anumit loc pe suprafața Lunii sau a plasării lui pe orbită circumlunară; schimbarea convenabilă a parametrilor de zbor ai unei sonde spațiale astfel ca aceasta să efectueze o anumită misiune interplanetară (să treacă la distanța stabilită de suprafața unei planete sau să descindă pe acea planetă) etc. Aceste corecții sînt necesare în primul rînd pentru că motoarele rachetei purtătoare nu realizează în momentul opririi viteza finală strict stabilită, iar uneori se ivesc mici abateri de la valorile reale necesare, chiar în urma calculelor efectuate. De pildă, erorile ce se admit la realizarea vitezei finale în momentul opririi motorului (motoarelor) ultimei trepte, deci la obținerea vitezei inițiale dorite pentru obiectul purtat, sînt de ordinul metrilor pe secundă. Or, pentru o serie de misiuni cosmice, chiar erorile de ordinul centimetrilor pe secundă pot influența apreciabil asupra rezultatului zborului, constituind o importantă premisă nefavorabilă. Bunăoară, o eroare de un metru pe secundă la scoaterea în spațiu a unei sonde interplanetare determină trecerea acesteia la 10 000 km depărtare de Lună dacă se urmărea aselenizarea sau la 30 000 km de Venus dacă fusese calculată traiectoria astfel ca sonda să intre în atmosfera planetei.

Evident, existența acestei tehnici de propulsie pentru corecție și manevră în spațiu este o condiție determinantă în îndeplinirea oricărui program spațial. Fără asemenea motoare nu sînt de conceput sateliții operaționali, meteo, de telecomunicații, de navigație, geologici sau geodezici și, cu atît mai puțin, navele pilotate și diverse alte vehicule spațiale. La descrierea unora dintre tipurile reprezentative de obiecte cosmice vom aminti și despre ele. Aici reținem numai principalele lor funcții și cîteva modalități practice de utilizare a microrachetelor pentru stabilizarea, controlul și manevra sateliților și a altor vehicule spațiale.

Menționăm că, odată plasat pe orbită sau pe o traiectorie cosmică oarecare, obiectul cosmic poate avea diferite orientări în spațiu. Aceasta deoarece se mișcă în vid, într-un mediu nerezistent, astfel că își poate menține cantitatea de mișcare dobîndită, înaintînd oricum: cu fața, cu o parte laterală sau cu spatele. Și, cîtă vreme nu este necesară orientarea sa pe o anumită direcție, faptul constatat nu ridică nici o problemă deosebită. Dacă însă va trebui orientată o antenă spre Pămînt sau un panou cu baterii solare spre Soare, atunci, firește, va trebui intervenit mai întîi pentru oprirea corpului din mișcarea de rotație în jurul centrului său de masă — în eventualitatea că după scoaterea în spațiu a căpătat, accidental sau voit, o asemenea mișcare —, iar apoi pentru orientarea sa înceată pe direcția dorită. La fel în cazul cînd trebuie acționat un motor pe o anumită

direcție; și aici trebuie adusă mai întîi axa motorului pe acea direcție și numai după aceea se acționează instalația.

Operațiile respective de oprire din rotație a obiectului cosmic și de imprimare apoi a unei asemenea mișcări controlate pentru obținerea orientării sale dorite definesc tocmai ceea ce specialiștii numesc stabilizarea și orientarea spațială a obiectului considerat.

Practic, aceasta se poate realiza fie prin mijloace active, fie prin metode și mijloace pasive, așa cum vom arăta într-un capitol următor. Consemnăm aici că pentru oprirea din rotație a unui obiect cosmic în timpul zborului său balistic trebuie creat un cuplu de forțe al cărui moment, riguros controlat, să anuleze treptat rotirea semnalată. (În fapt, aceste stabilizări se fac prin oscilații succesive tot mai mici într-un sens și în celălalt.) De exemplu, se răsucește ușor obiectul în jurul axei sale longitudinale ca un șurub (mișcare de ruliu), apoi i se imprimă o rotație în jurul axei verticale (mișcare de girație) și, dacă este necesar, i se dă și o mișcare lină de rotație în jurul unei axe perpendiculare, în centrul de greutate, pe celelalte două (mișcare de tangaj).

Pentru toate aceste mișcări și pentru unele impulsuri scurte pe direcții care trec prin centrul de greutate, deci impulsuri de înaintare sau de frînare a mișcării, se folosesc, de regulă, mici motoare-rachetă, constînd uneori dintr-un simplu recipient cu un gaz sub presiune și ajutajul de reacție.

Motoarele de stabilizare-orientare trebuie să furnizeze impulsuri cît mai mici, bineînțeles controlabile, să poată funcționa fără restricții în vid și în condițiile stării de imponderabilitate și, în plus, să aibă mare durată de funcționare în timp (să poată fi acționate repetat, de mii de ori, ani în șir). Evident, pentru a nu complica sau îngreuia sarcina de bază, aceste motoare trebuie să fie cît mai simple și cît mai ușoare posibil. De aceea se apreciază că la asemenea condiții răspund cel mai bine motoarele cu gaze. Instalațiile de propulsie cu combustibili lichizi sînt necorespunzătoare pentru astfel de misiuni, întîi pentru că sînt complicate și, în al doilea rînd, din cauza sistemului lor de injecție, care nu poate fi redus ca dimensiuni sub

aceste limite (este vorba de realizarea injectoarelor la diametre cît mai mici posibil în scopul obținerii de forțe de tracțiune reduse). Nici motoarele-rachetă cu combustibil solid nu sînt apte pentru instalațiile de execuție a comenzilor de orientare-stabilizare, întrucît nu pot fi pornite și oprite repetat și nu pot fi controlate în funcționare, astfel ca după perioade de ardere extrem de scurte combustia să fie oprită.

Eforturi importante se fac în prezent în special pentru realizarea de motoare (ajutaje) cu tracțiune sub 1 gram-forță. S-au folosit mai recent motoare (de fapt ajutaje, ejectoare de gaze) cu azot, gazul respectiv fiind foarte ușor (parametru important, de care depinde direct mărimea impulsului specific), necorosiv și netoxic. Neajunsul lor este greutatea prea mare din cauza recipientului de presiune, care reprezintă o butelie cu pereții rezistenți.

Rămîn în atenția specialiștilor și motoarele cu produse de descompunere ale unui lichid, cum este, de exemplu, apa oxigenată (produsele de descompunere ale acesteia — vapori de apă și de oxigen — furnizează un impuls specific de 55 de secunde). Din aceeași clasă de motoare face parte și instalația de orientare-stabilizare cu ajutaje care funcționează cu produsele de descompunere ale hidrazinei (hidrogen și amoniac) și care dau un impuls specific de 235 secunde. Soluția este interesantă și își găsește utilizări tot mai largi. De pildă, unii sateliți de telecomunicații lansați în perioada 1967 — 1969 au fost prevăzuți cu motoare de manevră (orientare-stabilizare-corecții) cu tracțiunea minimală de ordinul decinewtonilor (zecilor de grame-forță), iar pe modele și mai noi se intenționează a se folosi motoare cu amoniac, a căror tracțiune nu depășește cîteva grame-forță. Cu astfel de motoare, firește, corecțiile sînt mai precise, iar consumul de substanță (respectiv rezerva de combustibil la bord) începe să fie considerat neglijabil.

Speranțe în această direcție dau microrachetele cu substanțe care sublimează. Este o metodă foarte simplă de obținere a produselor gazoase pentru constituirea jetului de reacție. Fiind vorba de trecerea unei substanțe solide direct în stare de vapori, se soluționează foarte bine și problema alimentării ajutajelor în condițiile stării de imponderabilitate (în cazul lichidelor, acestea se dispersează în bule și

necesită mijloace speciale pentru împingerea lor din rezervoare pe conducte şi mai departe spre motor). Specialiştii şi-au îndreptat căutările, în ceea ce priveşte substanţele de utilizat, spre corpurile solide care prin sublimare furnizează produse gazoase cu greutatea moleculară cît mai joasă (de ordinul 25—30). S-a mai urmărit ca presiunea gazelor astfel produse să fie destul de ridicată pentru ca jetul de reacţie să corespundă unui debit corespunzător (nici prea mic, pentru ca jetul să aibă „consistenţă", dar nici prea mare, ca să nu necesite un regulator de presiune; de dorit este să se realizeze o presiune de formare a gazelor de 0,01—0,7kgf/cm^2). Dintre substanţele experimentate se menţionează săruri de amoniu, care sublimează facil, dînd amoniac şi alţi vapori cu greutate moleculară joasă (cazul monosulfurii de amoniu, la care ne-am referit mai înainte şi care dă produse cu greutatea moleculară de 25,5 şi presiunea de ormare a vaporilor de 0,5 kgf/cm^2). În 1967 a fost utilizat acest nou tip de motor ca microrachetă de stabilizare pe un satelit experimental american (OV-2-1). Se stabilise ca motorul să asigure o mişcare de rotaţie a satelitului în jurul axei longitudinale a acestuia variind între 3 şi 10 rotaţii pe minut. În acest scop, pe satelit au fost amplasate pe acelaşi diametru al unei secţiuni transversale, pe înveliş, două ajutaje, formînd un cuplu de rotaţie. Ejectarea prin aceste ajutaje a gazelor rezultate din sublimarea bicarbonatului de amoniu făcea să apară o forţă de tracţiune de 0,4 grame-forţă, suficientă pentru scopul propus (de vut în vedere că se operează în vid, într-un mediu nerezistent). Interesant că pentru sublimarea substanţei era suficientă căldura internă a satelitului (20°C, temperatura minimă necesară); durata de funcţionare a motorului era de 45 de minute. Specialiştii preconizează însă să folosească drept sursă termică la bordul altor sateliţi o baterie cu izotopi radioactivi, astfel ca, pe lîngă oficiul de obţinere a produselor respective prin sublimarea substanţei, căldura ce se va degaja prin lucrul sursei să servească şi la încălzirea produselor de ejecţie, ceea ce va avea ca urmare creşterea sensibilă a impulsului specific şi deci o disponibilitate mai largă a instalaţiei de propulsie considerate.

MICRORACHETE ELECTRICE

Ne vom referi pe scurt la următoarele trei tipuri de rachete electrice: motoare ionice cu cesiu de tip prin contact, motoare ionice cu bombardament de electroni şi motoare electrice cu combustibil solid. Toate sînt motoare de foarte mică putere, a căror forţă de tracţiune este de ordinul unui gram-forţă sau chiar mai mică, iar puterea, de sub 300 W. Fiind extrem de economice, robuste şi ieftine şi asigurînd posibilitatea de folosire prin propulsie continuă timp îndelungat în condiţiile specifice zborului cosmic, ele şi-au găsit de pe acum o largă întrebuinţare în tehnica spaţială. Asemenea motoare au fost folosite cu succes pe diferite sonde şi staţii interplanetare, ca şi pe sateliţi artificiali ai Pămîntului realizaţi în U.R.S.S. şi în S.U.A. Sînt preferate pe sateliţii de tip staţionar (plasaţi pe orbite sincrone), întrucît oferă posibilitatea de utilizare repetată timp de 5—10 ani cu forţe de tracţiune reduse (de ordinul miligramelor). De reţinut că astfel de motoare sînt eficiente numai în vid, tocmai din cauza valorii practic neînsemnate a forţei lor de tracţiune; acceleraţiile pe care le realizează sînt extrem de mici, de ordinul milimetrilor pe secundă la pătrat.

După clasificări mai recente, motoarele electrorachete pot fi de tip electrostatic, electrotermic şi electromagnetic. Primul tip cuprinde aşa-numitele electrorachete ionice. Funcţionarea acestora este asemănătoare ca principiu cu a oricărui motor cu reacţie, numai că substanţa ejectată nu mai este constituită din produse de ardere, ci din ioni ai unui material special ales (cesiu, mercur). Instalaţia comportă deci un ionizator, adică aparatul care produce ioni, un accelerator pentru aducerea acestora la o viteză de ejecţie cît mai mare şi un dispozitiv de neutralizare a fluxului de ioni astfel format.

Motorul ionic prin contact, de exemplu, foloseşte ca substanţă de lucru un metal cu energie de ionizare joasă (care se ionizează uşor), ai cărui atomi pierd uşor electroni la contactul cu suprafaţa altui metal, cum este wolframul. Este cazul cesiului, al cărui atom, difuzînd printr-o placă poroasă de wolfram, pierde un electron şi pătrunde astfel în camera de accelerare; pereţii acesteia

sînt constituiţi din electrozi astfel profilaţi ca să se excludă posibilitatea ciocnirii ionilor cu suprafeţele solide.

În alte motoare electrostatice, ionizarea se face prin bombardarea sursei de ioni cu electroni. Un astfel de motor, realizat ca instalaţie experimentală (un corp cilindric cu diametrul de 10 cm), are tracţiunea de 4,5 grame-forţă şi impulsul specific de 8 000 s, aceste caracteristici evidenţiind două dintre caracteristicile cele mai interesante ale familiei de motoare considerate.

Fără a intra în amănunte, menţionăm că pînă la sfîrşitul anului 1967 fuseseră lansate în spaţiu mai multe aparate cosmice — automate şi pilotate — echipate cu motoare ionice şi cu plasmă, utilizate ca organe de execuţie a comenzilor de orientare-stabilizare. Dintre primele asemenea construcţii utilizate ca sisteme operaţionale (nu simplu experimentale) sînt de amintit seturile de motoare cu plasmă folosite pe cosmonava sovietică „Voshod", ca şi pe staţiile automate de tip „Zond". Principiul aplicat constă în obţinerea unui jet de plasmă fierbinte prin încălzirea unui gaz pînă la temperaturi foarte mari, prin descărcări electrice într-un tub vidat în care a fost introdus acel gaz. Viteza de scurgere a plasmei dobîndite pe această cale este extrem de mare, în orice caz cel puţin dublă aceleia care se obţine la scurgerea prin ajutajul de reacţie a unor combustibili chimici superiori; viteza de ejecţie a plasmei dintr-un motor poate fi de 6-30 km/s.

Este un mod avantajos de creare în spaţiu a forţelor de tracţiune necesare nu numai pentru rotiri ale obiectelor cosmice în jurul centrului lor de masă (orientare-stabilizare), ci şi pentru executarea de manevre de corecţie a traiectoriei (orbitei) sau chiar pentru scoaterea unui satelit artificial al Pămîntului pe o traiectorie circumsolară şi transformarea sa în vehicul interplanetar. În ultimul caz, întrucît acceleraţiile pe care se poate conta sînt infime, evoluţia obiectului pentru desprinderea de planetă se face pe o spirală cu un număr mare de înconjurări ale Pămîntului, la fiecare tură drumul descris fiind situat în afara cercului precedent.

În octombrie 1966 a fost experimentat un vehicul cosmic automat de explorare a ionosferei (între 100 şi 400 km),

realizat în U.R.S.S., denumit „Yantar". Aparatul a atras atenţia specialiştilor, întrucît era primul obiect cosmic dotat cu sistem de propulsie electrorachetă (model experimental, destinat cercetării comportării în zbor a unui reactor cu plasmă gazoasă). Deci nu mai era vorba de o instalaţie de corecţie, ci de o autentică instalaţie de manevră cu acţionare neîntreruptă pentru menţinerea aparatului în straturi ale atmosferei unde forţa de rezistenţă la înaintare este destul de intensă pentru a perturba sensibil mişcarea unui satelit artificial al Pămîntului, determinînd reintrarea sa rapidă în atmosfera densă.

La 4 februarie 1970 a fost lansat în spaţiu un alt obiect cosmic experimental din aceeaşi clasă — satelitul american „Sert"-2, dotat cu două propulsoare ionice; satelitul inclus în structura rachetei purtătoare („Agena"-D) are astfel 1500 kg şi evoluează la 1 000 km, pe o orbită cu înclinarea de 99,1 grade.

O propulsie continuă cu valori mici, discrete ale forţei de tracţiune capătă o însemnătate deosebită în etapa realizării de mari construcţii în cosmos, în legătură cu faptul că asemenea activităţi pretind operaţii de manevră şi cuplaj de mare fineţe, delicate şi de cea mai înaltă precizie. De altfel întîlnirea şi cuplajul obiectelor în spaţiu pe diferite orbite în jurul Pămîntului sînt activităţi în continuă extindere şi perfecţionare, care se desfăşoară în scopuri dintre cele mai diverse: pentru formarea în cosmos a unor vehicule interplanetare mari, pentru realimentarea navelor cosmice, pentru ieşire de intervenţie în situaţie de avarie şi pentru alte multe scopuri, asupra cărora vom reveni. Aici notăm doar că, în timp ce un motor de manevră care funcţionează cu impulsuri „tari" (cu tracţiuni de ordinul kilogramelor-forţă cum e cazul micromotoarelor-rachetă termochimice) creează mari dificultăţi în efectuarea cuplajului fără şoc, un motor cu acceleraţie foarte redusă şi cu funcţionare continuă (cazul motoarelor electro-rachetă) rezolvă această problemă în condiţii excepţionale. Pentru că, evident, este mult mai uşor de apropiat un vehicul de un altul prin antrenare continuă, lină decît prin impulsuri repetate, oricît de puţin intense şi de scurte ar fi acestea.

După cum am văzut, prețul obținerii puterilor mari necesare în transporturile spațiale este foarte ridicat. De pildă, pentru a putea trimite spre Lună o încărcătură (un vehicul) în greutate de 40-45 tone este necesară o rachetă purtătoare colosală: circa 3 000 de tone la start! Și aceasta într-o perioadă cînd omul a învățat să stăpînească forța atomului, cînd energia nucleului atomic oferă nesecate resurse energetice. În mod firesc ne putem întreba: de ce întîrzie utilizarea acestei energii în domeniul spațial?

Încercăm să formulăm un răspuns, prezentînd stadiul preocupărilor în această direcție a tehnicii cosmice la sfîrșitul anului 1969. Înainte de toate, trebuie precizat însă că ceea ce a determinat abordarea întrucîtva mai tîrzie a problemei propulsiei prin reacție cu ajutorul mijloacelor nucleare au fost, pe de o parte, cerințele riguroase de protecție impuse unor astfel de construcții, iar pe de altă parte — și în strînsă legătură cu aceasta — greutatea inacceptabil de mare a structurii rachetei.

Proiecte de rachete cu instalație nucleară de propulsie au fost elaborate încă înainte de lansarea primului satelit artificial al Pămîntului, toate prevăzînd amplasarea motorului nuclear pe un etaj superior, astfel ca punerea sa în funcțiune să se facă în cosmos, într-o etapă ulterioară a zborului, de exemplu după ce partea respectivă a rachetei s-a plasat pe o orbită circumterestră joasă. Instalația de propulsie de tip nuclear urma deci să scoată din orbită vehiculul purtat și să-l înscrie pe o traiectorie spre Lună sau spre planetele învecinate.

Un astfel de proiect de tren cosmic pentru Marte indică o greutate totală la start a rachetei purtătoare de circa 3 000 de tone-forță. Se înțelege că, la vremea cînd satelitul artificial era încă o dorință neîmplinită, cifra menționată părea de-a dreptul fantastică. Dar iată că au fost realizate rachete de tonajul notat, astfel încît condiția menționată este de acum asigurată. Cu rachete ca „Saturn"-5, de exemplu, se poate scoate pe o orbită în jurul Pămîntului o încărcătură de 130 de tone (obiectul purtat și ultima treaptă a rachetei purtătoare). Firește, în aceste împrejurări devine posibilă integrarea în structura ultimei trepte a unui agregat de

mare tonaj (2-3 tone), reprezentînd partea principală a construcției motorului rachetă nucleo-termic, pentru că acest motor nu poate fi realizat la o greutate mai mică de cîteva tone.

Într-o schemă simplă (fig. 10), motorul-rachetă de tip nuclear se compune dintr-un reactor nuclear (o pilă atomică), un ajutaj de reacție, un rezervor cu fluidul de lucru și un agregat turbopompă. Reactorul servește numai ca încălzitor, el furnizînd căldura necesară pentru crearea jetului de reacție, căldură care în motorul-rachetă termochimic se obține prin reacția chimică a substanțelor utilizate. De data aceasta funcțiile agregatului sînt complet definite. Fluidul de lucru (hidrogen), depozitat în stare lichidă, este împins prin conducta de alimentare spre reactor. În contact cu pereții fierbinți ai canalizațiilor din incinta acestuia prin care este condus să circule, hidrogenul, transformat în gaze, absoarbe o mare cantitate de căldură, dobîndind astfel un nivel energetic foarte ridicat. El țîșnește prin ajutajul de reacție într-un flux continuu, cu o viteză care poate atinge 8 km pe secundă, de două ori mai mare decît viteza de jet a celor mai buni combustibili lichizi pentru rachete.

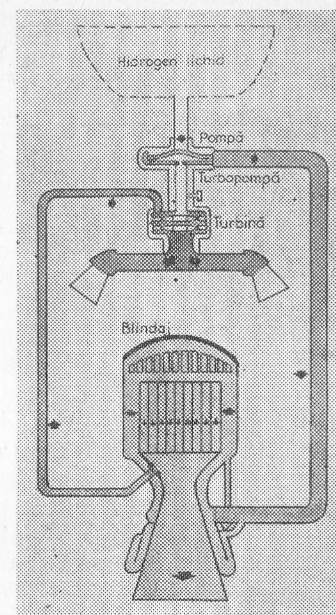


Fig. 10 Schema de organizare a motorului-rachetă de tip nuclear

După datele publicate, specialiști din S.U.A. efectuează de mai mulți ani experiențe în acest domeniu. De la racheta „Nerva" cu reactor „Kiwi" s-a trecut la racheta „Rover" cu reactor „Phoebus". Progresul obținut este important. Astfel, cu primul reactor experimentat s-a obținut (în februarie 1966) o tracțiune de 10 tone-forță pe timpul unei

încercări care a durat un sfert de oră. Ulterior, folosindu-se un nou reactor avînd puterea termică de 1 500 megawaţi (faţă de cei 1 000 megawaţi ai lui „Kiwi“), s-a reuşit o performanţă la care nu se spera: motorul a fost pornit şi oprit în mod repetat, apoi a funcţionat la tracţiunea maximă de 34 de tone-forţă timp de 30 de minute. Se urmăreşte ca prin perfecţionări tehnice şi prin folosirea unui alt model de reactor să se obţină valori ale tracţiunii nominale de 90—115 tone-forţă într-o primă etapă (către anul 1972), iar după aceea chiar 120—150 de tone-forţă.

Folosirea unui asemenea motor în tehnica spaţială va însemna o posibilitate nouă de abordare a planetelor, întrucît se preconizează ca instalaţii de propulsie de tip nuclear să fie utilizate chiar pe prima treaptă a rachetelor care iau startul de pe Lună sau de pe suprafaţa planetei Marte. În primul caz, tracţiunea de 100 de tone-forţă va fi suficientă pentru ridicarea de pe suprafaţa Lunii a unui aparat care aici pe Pămînt are 600 de tone-forţă, dată fiind valoarea de şase ori mai redusă a forţei gravitaţionale lunare. În ceea ce priveşte startul de pe Marte al unei rachete cu motor nucleotermic avînd tracţiunea de 100 de tone-forţă, acesta va fi posibil în limite mult mai largi decît în condiţiile pămîntene, dacă ţinem seama că acceleraţia gravitaţională proprie planetei la nivelul suprafeţei este de aproape trei ori mai mică decît acceleraţia gravitaţională terestră.

O dificultate dintre cele mai serioase în calea realizării rachetei interplanetare cu motor nuclear o constituie faptul că hidrogenul este extrem de greu de stocat în fază lichidă în spaţiul interplanetar (la temperaturi mai mari de minus 250°C se transformă în gaz). Prin experienţele de pînă acum s-a reuşit totuşi să se menţină hidrogenul în această stare într-un rezervor orbital timp de cîteva ore. Se propune ca în viitor să se utilizeze în acest scop fie un sistem activ de răcire prin înconjurarea rezervorului cu serpentine prin care să circule heliu lichid, fie un sistem pasiv constînd din dotarea rachetei cu un fel de scut-umbrelă şi orientarea ei astfel ca umbra scutului să acopere în permanenţă rezervorul (în acest din urmă caz se asigură o temperatură naturală de stocaj apropiată de minus 270°C, temperatura mediului interplanetar.)

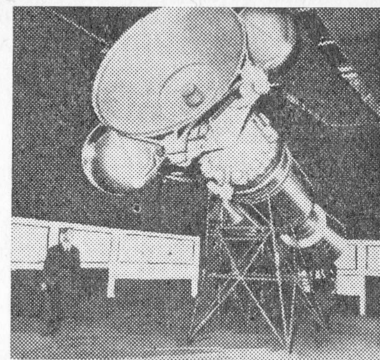


Fig. 11 Instalaţia nucleotermică de propulsie „Nerva“

Aşadar, circulînd prin conducte, hidrogenul lichid ajunge în reactor. Mai înainte de aceasta însă fluidul este introdus pe un circuit de răcire printre pereţii dubli ai ajutajului. Totodată, o mică parte (3%) din hidrogenul gazos care a străbătut reactorul este condus pe o conductă de întoarcere spre turbină, pe care o pune în mişcare, pentru ca aceasta, la rîndul ei, să antreneze pompa de alimentare a motorului cu hidrogen. Sistemul este practic şi economic. Două ajutaje dispuse la nivelul turbinei (fig.11) servesc la scurgerea în exterior a gazelor utilizate în turbină.

Aspectul cel mai delicat al realizării motorului-rachetă de tip nuclear constă în asigurarea acestuia cu posibilitatea de control prompt şi riguros al funcţionării, în aşa fel ca în orice moment reacţiile din reactor să fie controlate şi dirijate. De notat că reactorul are o cameră de reacţie de numai 75 decimetri cubi (un cilindru cu diametrul de 40 cm şi înălţimea de 60 cm), faţă de cîteva zeci de metri cubi volumul unui reactor obişnuit al unei centrale atomice. Şi totuşi, chiar aşa, cu un volum de aproximativ 1 000 de ori mai mic, i se cere să dezvolte o putere termică de circa 1 000 de ori mai mare decît a unei centrale, aceasta avînd în vedere că motorul este proiectat să furnizeze 100 de tone-forţă de tracţiune, pentru care trebuie să încălzească şi să expulzeze prin ajutaj o masă de hidrogen de 130 kg în fiecare secundă. Or, încălzirea unei cantităţi atît de mari de fluid necesită cam 1 000 de megacalorii, de unde puterea termică de 4 200 de megawaţi pretinsă reactorului.

Nimic nu limitează puterea unui reactor nuclear dacă s-a asigurat gradul de puritate necesar al combustibilului (uraniu-235) şi, bineînţeles, masa critică, stabilită tocmai

în funcție de această proporție. De pildă, masa critică a uraniului-235 pur este de numai 20 kg, iar în motorul considerat, deoarece se utilizează uraniu cu o anumită cantitate din izotopul său 238, valoarea sa este ceva mai mare de 100 kg.

Așadar, chiar cu cantități relativ mici de substanță, puterea reactorului poate lua orice valori intermediare între megawatul furnizat de centrala atomică și miliardele de megawați ale bombei atomice. După cum arătăm mai departe, se admite o proporție mai ridicată de uraniu-238 și de impurități tocmai pentru ca reacțiile în reactor să nu devină explozive.

Înainte de a încheia această scurtă incursiune în tehnica motoarelor-rachetă de tip nuclear, se cuvine o explicație în legătură cu modul cum s-a reușit să se dea instalației realizate suplețea necesară pentru ca într-un timp extrem de scurt, de ordinul milionimilor de secundă, să-și modifice regimul de funcționare conform programului prevăzut. Trebuie reținut că o întîrziere de acest ordin de mărime în oprirea motorului sau în încetinirea procesului de fisiune din reactor poate avea drept urmare deteriorarea sau distrugerea instalației, procesul luînd caracter exploziv.

Specialiștii au izbutit să evite asemenea situații, realizînd un sistem de autoreglare a funcționării reactorului (și motorului), agentul de comandă fiind însuși fluidul de lucru; reactorul pornește de îndată ce este străbătut de un flux de hidrogen și se oprește cînd fluxul încetează.

După cum se știe, obținerea regimului de funcționare dorit al unui reactor nuclear se realizează prin introducerea sau scoaterea din reactor a unor bare de cadmiu (cu rol de moderator). Dar orice sistem de comandă electromecanic, fie chiar pneumatic, încă nu dă satisfacție deplină, întîrziind întrucîtva răspunsul și creînd pericolul de avarie menționat. De aceea, folosindu-se și acest sistem ca o măsură de siguranță, se adoptă pe motorul nucleo-termic metoda autoreglării prin fluxul de hidrogen, metodă ușor de înțeles dacă vor fi reținute cele cîteva idei expuse în continuare.

În procesul de fisiune din reactor, fiecare nucleu atomic de uraniu-235 bombardat de un neutron liber eliberează în medie 2,46 (deci între doi și trei) neutroni secundari,

dintre care unii (activi) participă mai departe la menținerea reacției în lanț, pe cînd alții sînt absorbiți fie de uraniul-238, fie de impuritățile din masa de uraniu sau scapă prin suprafața exterioară a reactorului. Evident, reacția se va intensifica atunci cînd numărul neutronilor secundari activi este mai mare decît numărul fisiunilor din care au rezultat și se va diminua în caz contrar. Acest raport dintre numărul de neutroni secundari activi și numărul fisiunilor care i-au generat se numește factor de multiplicare (k) și caracterizează în primul caz (k mai mare decît 1) o reacție în lanț de tip divergent, iar în al doilea (k mai mic decît 1) o reacție convergentă. De pildă, cînd $k = 2$, se obține următoarea situație: prin fisionarea a 100 nuclee de uraniu-235 se formează 200 de neutroni activi, care provoacă un număr egal de fisiuni, din care rezultă 400 de neutroni activi, apoi 800, apoi 1 600 etc. Dacă factorul k are valoarea 0,8, înseamnă că la fisionarea a 100 nuclee de uraniu-235 apar doar 80 de neutroni activi, care dau naștere la 40 de neutroni activi, aceștia din urmă la 20 și așa mai departe, reacția slăbind și stingîndu-se rapid (Dimpotrivă, durata de viață a unui neutron liber în uraniul-235 este de ordinul unei miliardimi de secundă.)

Interesant de notat că variații foarte mici ale factorului de multiplicare au ca urmare modificări esențiale ale regimului de funcționare a reactorului. Astfel, pentru $k = 1,014$, în numai o milionime de secundă puterea termică a reactorului poate crește de la 1 kW la 4 000 MW (deci de 4 000 000 de ori) și tot atît timp este suficient pentru ca, atunci cînd k a scăzut la valoarea 0,986, puterea pilei să scadă de la 4 000 MW la numai 1 kW.

Această coborîre sau creștere a valorii factorului de multiplicare se obține în practică pe mai multe căi, cel mai uzual prin introducerea sau prin retragerea barelor de inserție în reactor. O altă cale constă în instalarea în jurul reactorului a unei căptușeli (ecran), care fie reflectă și readuce în masa uraniului o parte din neutronii scăpați, fie îi absoarbe complet; acest din urmă caz se realizează, de pildă, atunci cînd în spațiul din jurul reactorului este vid. Se înțelege că reîntoarcerea unor neutroni în reactor determină creșterea factorului k, deci intensificarea reacției.

Să vedem deci cum se realizează autoreglarea motorului

NERVA prin circulația hidrogenului. Acest reactor este de tip solid, reprezentat printr-un corp cilindric din uraniu-235 bine îmbogățit și introdus într-o incintă căptușită cu o substanță (bor de exemplu) absorbantă de neutroni; în această configurație, factorul de amplificare fiind 0,97-0,98, reacția este convergentă. Cînd prin spațiul dintre această căptușeală absorbantă și cilindrul de uraniu circulă hidrogen, o parte din electronii scăpați prin suprafața exterioară a reactorului sînt reflectați de gazul respectiv, cu atît mai mult cu cît cantitatea de hidrogen din canalizații este mai mare. Rezultă o creștere sau o micșorare a factorului k în funcție de debitul fluidului de lucru.

La pornire se introduc barele de inserție și se face vid în spațiul incintei absorbante. Efectele se conjugă și conduc la coborîrea factorului k la mai puțin de 0,9. De îndată ce începe retragerea barelor, factorul de multiplicare crește, atingînd 0,98 sau chiar 0,99. El va depăși însă valoarea 1 o dată cu acționarea pompelor cu hidrogen, datorită prezenței gazului în spațiul considerat. Pentru ca totuși reacția să fie constantă (reactorul să funcționeze cu puterea sa de regim) se acționează barele moderatoare, introducîndu-se încet în reactor. Dacă temperatura a crescut peste 2 200°C, de exemplu, aceasta va determina o scădere a capacității reflectante a gazului, mai mulți neutroni vor putea scăpa spre căptușeala absorbantă și puterea reactorului va slăbi, ca urmare a micșorării factorului k. De asemenea, pentru schimbarea bruscă a regimului motorului este de ajuns să fie oprită circulația hidrogenului, în care caz factorul de multiplicare va scădea brusc la o valoare sub 0,99, proces bine ajutat de manevrarea corespunzătoare a barelor de inserție. În prezent, tehnica propulsiei nucleare a rachetelor este tratată preferențial în cadrul programelor cosmice americane (în 1968 și 1969, s-au prevăzut alocații mai mari pentru astfel de experimentări, reducîndu-se, în schimb, asigurarea financiară a programului de construcție a motoarelor-rachetă mari cu combustibil solid. Este consecința faptului că se dispune de rachete termochimice suficient de puternice pentru a scoate în cosmos etaje propulsoare grele, echipate cu instalații reactive de tip nucleo-termic).

Incursiunea pe care ne-am propus-o va putea oferi o imagine cît mai clară asupra tehnicii spațiale numai dacă va marca cît de sumar și categoria, destul de diversă și foarte importantă, a mijloacelor de la sol, utilizate pentru pregătirea lansării, urmărirea și dirijarea rachetei în zbor, realizarea legăturii de supraveghere și de comandă cu obiectul cosmic și prelucrarea informațiilor obținute. În principal, această tehnică este concentrată în cîteva cosmodromuri mari și în mai multe stații de urmărire și centre de prelucrare a datelor. Urmărirea și legătura pentru transmiterea comenzilor se asigură, de asemenea, prin mijlocirea unor nave și avioane special echipate în acest scop.

Pentru a sugera dimensiunile cadrului de dezvoltare a categoriei de tehnică menționată, prezentăm în cele ce urmează cîteva date privitoare la amplasarea și la organizarea unuia dintre cele mai mari complexe de lansare a rachetelor purtătoare: complexul nr. 39 de la Cap Kennedy.

Acest complex este situat pe țărmul oceanului pe un teren vast, ocupînd o suprafață de aproape 35 000 de hectare. S-a ales o asemenea poziție pentru a se înlesni aducerea la poligon a componentelor rachetei și a diferitor materiale necesare pentru pregătirea și executarea lansării. Fiind vorba de unele elemente de construcție foarte mari (de pildă corpul primei trepte a rachetei vine de la uzină gata asamblat, prezentîndu-se sub forma unui cilindru de 42 metri lungime și 10 metri diametru și care cîntărește gol 130 de tone), acestea se transportă pe apă pînă la debarcaderul cosmodromului, iar de aici, pe camioane speciale (fig. 12) la hala de asamblare.

Complexul de lansare pentru „Saturn"-5 diferă principial de alte amenajări și construcții de poligon existente, întrucît este conceput și dotat astfel încît toate operațiile pregătitoare în vederea lansării rachetei să se facă în incinte închise și nu pe rampe exterioare. Desigur prin aceasta se creează condiții mai bune de lucru în toate fazele activităților pregătitoare, lucrările se desfășoară într-un timp mai scurt, siguranța lucrului este mai mare (ca și siguranța lansării), iar folosirea rampei de lansare este mai rațională. În legătură cu ultimul aspect trebuie arătat că în modali-

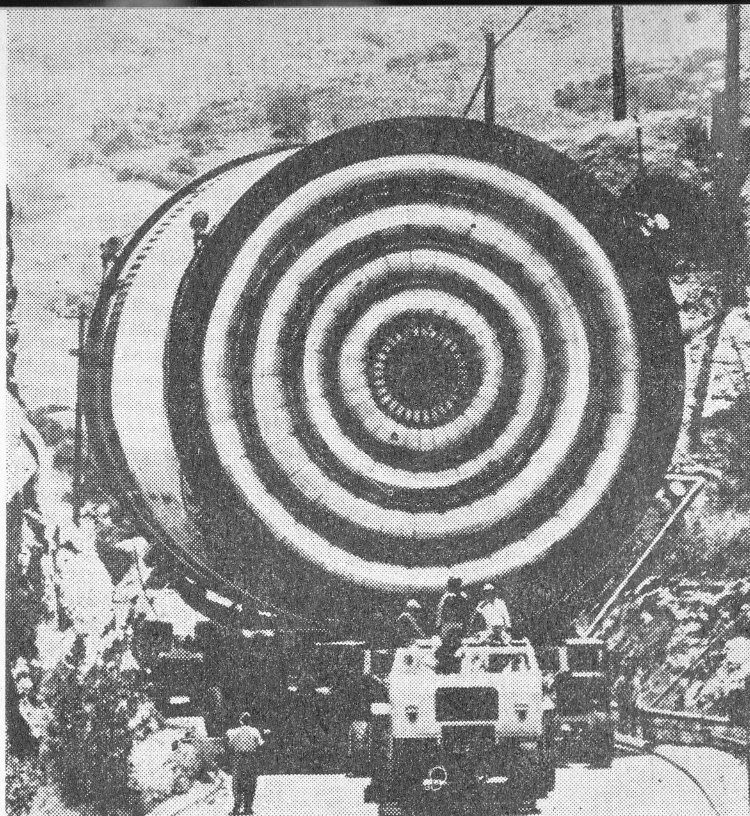


Fig. 12 Corpul primei trepte a rachetei purtătoare „Saturn"-5 pe platforma de transport de la debarcader la hala de montaj

tatea „clasică", cînd racheta se pregătește pentru lansare direct pe rampă (pe platforma de strat), aceasta rămîne blocată și deci indisponibilă pe tot timpul lucrărilor și alte cîteva săptămîni după lansare cînd trebuie descongestionată pista. În cazul colosului „Saturn"-5, ținînd seama de complexitatea operațiilor pregătitoare și de dificultățile pe care le presupune realizarea prin montaj a unei construcții atît de impunătoare, ar fi urmat ca rampa să rămînă ocupată circa o jumătate de an, încît de pe aceeași platformă se puteau executa cel mult două lansări într-un an. Or, frecvența dorită (și necesară) a lansărilor este în orice caz superioară acestei posibilități. De aceea s-a apreciat mai eficientă concepția de a se efectua lucrările de mon-

taj-asamblare în hale acoperite. Evident, aceasta a introdus complicații foarte mari în asigurarea mai întîi a posibilităților de lucru într-o clădire destinată să servească drept adăpost unei rachete înalte de 111 metri și avînd diametrul aproximativ 10 metri, iar apoi în transportul la rampa de lansare a rachetei gata montate și verificate prestart. Totuși impasul a fost trecut.

Clădirea de montaj și asamblare (fig.13) a trebuit dimensionată pe măsura rachetei. Ea este o construcție spațioasă de înălțimea unui bloc cu 52 de etaje, are înălțimea 150 m, lungimea 215 m, iar lățimea 156 m, într-un cuvînt un edificiu monumental. În interiorul acestei hale uriașe sînt amenajate 4 locuri de asamblare pe structura primei trepte și alte 8 locuri de montaj-pregătire pentru treptele superioare, utilate în mod corespunzător pentru a putea fi pregătite simultan patru rachete mari. Un singur amănunt în legătură cu utilarea tehnică: în hală se dispune de 141 de agregate și instalații de ridicat, printre care și două macarale mobile foarte puternice, care pot ridica, respectiv, 139 și 230 de tone.

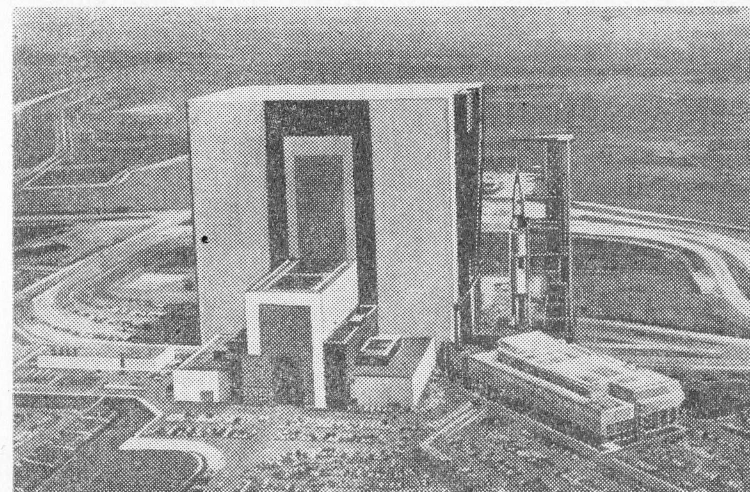


Fig. 13 Clădirea de montaj și asamblare a rachetei lunare

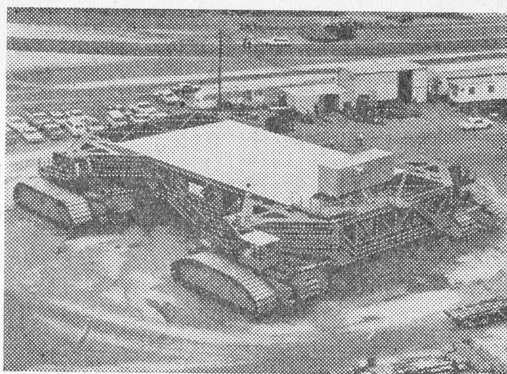


Fig. 14 Vehicul şenilat pentru transportul rachetei lunare din hala de montaj la rampa de tir

Asamblarea rachetei se face pe o platformă mobilă, pe care se mai fixează şi un turn de verificare şi de control, realizat pe un schelet din oţel special şi prevăzut la fiecare trei etaje cu o platformă de lucru, precum şi cu ascensoare de acces rapid la fiecare nivel. Cînd totul este gata şi zborul simulat electronic indică o funcţionare perfectă a tuturor sistemelor încorporate, sub platformă se introduce un vehicul special pe şenile (fig.14), care va transporta platforma cu racheta şi turnul de control pînă la rampa de start. De observat dimensiunile enorme ale transportorului, gigantismul construcţiei. Se spune, în general, că tehnica spaţială a căpătat proporţiile tehnicii navale şi că un complex de asigurare a lansării nu este cu nimic mai prejos ca grandoare decît un şantier naval. Aprecierea este pe deplin confirmată de complexul tehnic de asigurare a lansării rachetei „Saturn". Vehiculul menţionat este propulsat pe 8 şenile prin acţionarea a 16 motoare electrice de tracţiune funcţionînd în curent continuu, alimentate de două generatoare de 1 000 kW fiecare; la rîndul lor, generatoarele sînt antrenate de două motoare diesel furnizînd fiecare 2 750 CP. A fost necesară o asemenea uzină puternică, deoarece greutatea totală a vehiculului este enormă: 4 800 de tone greutate proprie şi 7 900 de tone cu încărcătura menţionată (rachetă fără combustibil şi turn de asigurare). De reţinut şi mărimea cu totul neobişnuită a suprafeţei platformei

transportorului, care echivalează cu suprafaţa a cinci terenuri de tenis.

Cerinţele de transport, se înţelege, sînt cît se poate de exigente. Se pretinde, de exemplu, ca platforma să-şi menţină orizontalitatea pe tot timpul deplasării, nefiind admise abateri mai mari de 10 minute de arc. Iar la aşezarea platformei complet încărcate pe rampa de lansare nu este îngăduită o deviere pe vreuna dintre laturi mai mare de 5 cm (!).

Transportorul, trebuind să execute deci, pe lîngă deplasarea platformei de la hala de asamblare la rampa de lansare şi operaţii ca ridicarea platformei pe şaşiul cu cele opt şenile şi apoi aşezarea ei pe rampă în vederea retragerii vehiculului, este înzestrat cu instalaţii hidraulice puternice, a căror acţionare este riguros controlată cu ajutorul unei maşini electronice de calcul. Aceasta a şi determinat de altfel etajarea vehiculului şi prevederea la „parterul" său cu camere special protejate în care se dispun echipamente de control şi comandă. Asemenea încăperi se amenajează şi la piciorul turnului. Dacă trebuie adăpostit rapid personalul de pe o platformă superioară, acesta ajunge la baza turnului cu ascensorul de mare viteză, după care trece pe un tobogan direct în incinta încăperilor-adăpost. Acestea au pereţii blindaţi cu plăci de oţel de 25 mm grosime şi căptuşiţi cu materiale care scot complet încăperile de sub puternicele influenţe exterioare (zgomote şi vibraţii). În plus, instalaţia de calcul este situată într-un spaţiu izolat suplimentar fonic şi antivibraţii printr-un înveliş gros de 100 mm.

Pentru a putea realiza integral scopul propus de a duce la rampă racheta complet echipată şi verificată minuţios fără să i se producă deteriorări pe timpul transportului, vehiculul şenilat se deplasează cu o viteză foarte mică: el parcurge distanţa de 5, 6 km de la hangar la rampă în circa 10 ore.

În complexul de lansare se prevedeau în 1968 două rampe, asigurate cu două vehicule transportatoare, trei platforme mobile şi încă o structură mobilă sub formă de turn, destinată asigurării tehnice la rampă (umplerea rezervoarelor, controlul alimentării, inspecţia prestart şi alte activităţi). Rampele sînt construite din beton şi oţel şi ridicate la 14,6 metri faţă de platoul înconjurător, asemănătoare trecerilor peste o cale ferată prin prevederea unei pante duble: urcare

— pod — coborîre. Sub acest „pod" de lansare este amenajată o cale metalică de rulare (două șine), pe care se aduce înainte de lansare un corp mare cu două pante, destinat să dirijeze jeturile de gaze pe șanțuri de evacuare laterale; măsura este necesară dacă avem în vedere cantitatea foarte mare de gaze fierbinți care izbesc rampa la pornirea celor 5 motoare ale primei trepte a rachetei și un timp după desprinderea acesteia de rampă. Totodată, prin deflectoarele de gaze amintite se obține și o reducere considerabilă a nivelului de zgomot (nivel periculos), provocat de asemenea de funcționarea motoarelor. Deflectorul are 320 de tone și este căptușit pe suprafața de contact cu un strat dintr-un material ceramic, care trebuie refăcut sau înlocuit după fiecare lansare, deoarece se degradează. La fiecare rampă se găsesc cîte două astfel de deflectoare.

În legătură cu turnul mobil de asigurare, de menționat că el este adus la rampă de același vehicul transportor pe șenile după ce acesta din urmă a lăsat pe pod platforma cu racheta și turnul fix (retragerea este posibilă datorită a patru cricuri mari hidraulice prin care se ridică și se coboară masa de transport). Turnul mobil are numai cinci platforme de lucru, dintre care două mobile, acționate hidraulic. Cu ajutorul lor, echipele de control și de asigurare vizitează toate locurile de acces de pe învelișul rachetei, fac și desfac racordurile pentru alimentarea rezervoarelor, conectează și scot din prize cabluri electrice de control.

În sfîrșit, ar mai fi de menționat modul cum se dispun rezervoarele de combustibil în cadrul complexului. Planșeul din jurul rampei are formă octogonală, cu diametrul de un kilometru (depărtarea dintre cele două rampe este de 2,6 km, pentru ca o eventuală explozie la start a rachetei de pe o platformă, fiind vorba de motoare cu oxigen lichid și hidrogen lichid, să nu provoace distrugeri și rampei învecinate). Rezervoarele de oxigen și hidrogen — bataluri mari, sferice și respectiv, cilindrice — se dispun pe marginea zonei octogonale în puncte diametral opuse, pe cînd rezervoarele de azot și heliu se amplasează în apropierea rampei.

Așa cum s-a arătat, motoarele primei trepte funcționează cu benzină. Umplerea rezervoarelor cu această substanță se face cu o zi înainte de lansare. Oxigenul lichid și hidrogenul

lichid se introduc în rezervoarele treptelor rachetei, în ordinea strict stabilită, în ziua lansării. Ultimele substanțe ce se introduc în rachetă sînt componentele combustibilului hipergolic (peroxid de azot, monometilhidrazină și dimetilhidrazină nesimetrică). Operațiile de alimentare trebuie încheiate cu 4 ore înainte de start, cînd intră în cabină cosmonauții.

Aceste cîteva date asupra tehnicii pregătitoare a startului unei rachete purtătoare mari pot sugera gradul înalt de complexitate pe care îl presupune tehnica respectivă. De altfel, chiar poligoanele mai mici destinate lansării de rachete cosmice au o echipare tehnică foarte complexă. Pe lîngă mijloacele de montaj-asamblare și în general de pregătire a lansării, sînt organizate servicii de asigurare meteo și solară, servicii de dirijare și de comandă a rachetei în zbor, stații de urmărire și alte formații speciale, toate dotate cu tehnică perfecționată: instalații electronice de calcul, stații de radio și radiolocație, posturi de radiogoniometrare, diverse alte mijloace de traiectografie etc. Asupra unora dintre acestea se fac mențiuni în capitolele care urmează.

SATELIȚI ARTIFICIALI AI PĂMÎNTULUI

Am trecut în revistă cîteva aspecte privind tehnica rachetelor; am aruncat o privire sumară asupra tehnicii de poligon. Considerațiile făcute îngăduie incursiunea propriu-zisă pe care ne-am propus-o în cîmpul, vast astăzi, al tehnicii spațiale.

Este interesant de reținut că dezideratul major actual în tehnica spațială, condiționat de tehnica rachetelor, se exprimă prin cerința: încărcături tot mai mari pe orbită la o lansare, ceea ce se traduce, în ultimă instanță, prin capacitatea de transport a rachetelor purtătoare. Firește, aceasta în strînsă legătură cu condiția de funcționare perfectă a rachetei și aparatajului sau de dirijare-control, pentru ca siguranța lansării să fie deplină, iar încărcătura utilă să fie plasată pe traiectoria dorită.

Desigur, alte condiții, foarte importante, se impun apoi comportării în spațiu a încărcăturii purtate, încărcătură pe care mai departe o vom numi simplu „obiect cosmic", admițînd că de fiecare dată viteza comunicată la lansarea în spațiu a avut cel puțin valoarea primei viteze cosmice locale (Reamintim că prima viteză cosmică, de 7 912 metri pe secundă, corespunde cazului ideal cînd Pămîntul ar fi o sferă perfectă, iar învelișul său gazos — atmosfera — ar fi un mediu nerezistent, care nu se opune înaintării obiectului; în acest caz, dacă o persoană aflată pe linia ecuatorului ar zvîrli orizontal un obiect, să spunem spre est, cu 7,9 km/s, obiectul respectiv ar înconjura planeta și s-ar reîntoarce în locul de unde a fost aruncat, continuîndu-și zborul pe orbita circulară realizată).

Unele obiecte cosmice sînt utilizate în diverse scopuri în vecinătatea Pămîntului, în cuprinsul atmosferei — însă în straturile ei superioare — sau la înălțimi mari, pe orbite cu totul particulare. Altele se folosesc pentru explorarea Lunii și a planetelor învecinate, iar o altă categorie son-

dează pur și simplu spațiul interplanetar din jurul Soarelui.

Obiectele cosmice se împart în două grupe mari: 1) grupa automatelor spațiale și 2) grupa vehiculelor pilotate.

Prima grupă este cea mai diversă și cuprinde în principal următoarele cinci subgrupe: a) sateliți artificiali ai Pămîntului, b) sateliți artificiali ai Lunii, c) sonde de sol lunar, d) stații automate interplanetare sateliți ai Soarelui și e) sonde de sol planetare. Nu peste multă vreme acestor subgrupe li se va mai adăuga una, constituită din sateliți artificiali ai altor planete.

O reprezentanță numeroasă și foarte variată are subgrupa sateliților artificiali ai Pămîntului, care se pot clasifica după mai multe criterii, astfel:

— după înălțimea orbitei: sateliți pe orbite joase și sateliți pe orbite înalte;

— după forma orbitei: sateliți pe orbite circulare și sateliți pe orbite eliptice (ușor eliptice și de mare excentricitate);

— după înclinarea orbitei: sateliți pe orbite oarecare, sateliți pe orbite polare și sateliți pe orbite ecuatoriale;

— după mișcarea relativă (aparentă): sateliți pe orbite nesincrone și sateliți de tip staționar (pe orbite sincrone);

— după cadrul de utilizare: sateliți universali și sateliți specializați;

— după natura explorărilor: sateliți pentru cercetări științifice, sateliți tehnologici și sateliți operaționali.

Acest ultim criteriu face loc unor ramificări și mai largi, fiecărei clase menționate aparținîndu-i mai multe subclase distincte, ca de exemplu:

— sateliții pentru cercetări științifice: sateliți de tip universal pentru explorări în atmosferă și sateliți specializați în studierea radiațiilor și cercetarea meteoriților. O subclasă aparte a sateliților de cercetare științifică specializați o constituie așa-numitele observatoare (laboratoare) — satelit, cu următoarele trei tipuri reprezentative de sonde spațiale: observatoare geofizice, observatoare solare și observatoare astronomice;

— sateliții tehnologici: sateliți experimentali, vehicule spațiale de rodaj;

— sateliţi operaţionali: sateliţi de telecomunicaţii, sateliţi de navigaţie, sateliţi meteorologici, sateliţi geodezici şi sateliţi geologici.

În fine, o subclasă specială a sateliţilor automaţi o alcătuiesc sateliţii aşa-zişi biologici, utilizaţi pentru experienţe în cosmos pe diferite obiecte şi preparate biologice.

În legătură cu faptul că satelitul de un tip sau altul este readus sau nu pe Pămînt după o anumită perioadă de zbor orbital, apare încă un criteriu de clasificare a sateliţilor şi anume sateliţi nerecuperabili şi sateliţi recuperabili.

De asemenea grupa sateliţilor automaţi mai poate fi divizată în clasa sateliţilor manevrabili şi clasa sateliţilor nemanevrabili.

Cît priveşte grupa vehiculelor pilotate, acestea, tratate ca obiecte de tehnică spaţială, includ trei clase distincte de aparate de zbor, şi anume: 1) nave cosmice pilotate, 2) laboratoare locuite şi 3) avioane cosmice (orbitale şi suborbitale).

Iată deci o listă întreagă de obiecte cosmice, care pot aparţine, evident, în acelaşi timp — potrivit cu caracteristicile de construcţie, funcţionare, utilizare şi mişcare — mai multor clase din cele menţionate. De exemplu, acelaşi satelit meteorologic poate fi: specializat, operaţional, de tip circular polar, nerecuperabil, iar un satelit tehnologic poate fi conceput şi realizat ca satelit universal, de tip staţionar, recuperabil.

După cîteva lămuriri în legătură cu aceste criterii de clasificare va fi interesant să urmărim particularităţile celor mai reprezentative tipuri de tehnică spaţială din grupele şi clasele menţionate.

ORBITELE SATELIŢILOR

Trebuie arătat că obiectele cosmice fără mişcare întreţinută (fără motor cu funcţionare continuă ca la avion, de exemplu) se mişcă după aceleaşi legi ale mecanicii cereşti care guvernează şi explică mişcarea Lunii în jurul Pămîntului şi a planetelor din jurul Soarelui. Or, potrivit unei asemenea legi, mişcarea gravitaţională (balistică) a unui

obiect în jurul Pămîntului, în spaţiu rarefiat sau, mai bine, în vid, este posibilă numai după aşa-numite cercuri mari, planuri care conţin centrul Pămîntului.

La orice lansare de pe un anumit cosmodrom, deci după o anumită latitudine geografică, racheta purtătoare zboară la început vertical în sus, apoi, după ce a străbătut straturile dense de aer, se înclină treptat — de regulă spre est — şi în final scoate corpul într-un punct oarecare din spaţiu. Deci în acel punct obiectul purtat a dobîndit cei 8 km pe secundă necesari şi a devenit obiect cosmic; nemaifiind impulsionat pentru creşterea vitezei şi nici asigurat cu un organ de tracţiune care să-i conserve impulsul căpătat (să-i păstreze viteza), el îşi va dirija mişcarea conform legii atracţiei universale: forţa gravitaţională terestră îl va orienta după un cerc mare, corespunzător latitudinii punctului de ieşire în spaţiu. Trebuie subliniat faptul că acest punct nu poate coborî sub latitudinea locului de start al rachetei purtătoare decît, bineînţeles, dacă tracţiunea rachetei ar fi continuă şi traiectoria de lansare s-ar face nu după direcţia verticală, ci după o direcţie oarecare. Or, cel mai avantajos este să se lanseze racheta după direcţia verticală, acesta fiind drumul cel mai scurt de străpungere a „cuirasei" grele atmosferice.

Explicaţia faptului că lansările se fac, de regulă, spre est, adică racheta este înclinată treptat în această direcţie, e simplă: se cîştigă un supliment de viteză, uneori important, datorită mişcării de rotaţie diurnă a globului pămîntesc. Se ştie că rotaţia Pămîntului în jurul axei polilor se face spre est cu o viteză care este pentru punctele ecuatoriale de 465 m/s (viteza unui proiectil de artilerie, superioară vitezei de propagare a sunetului în aer, egală cu 340 m/s); această viteză scade cu latitudinea, avînd totuşi valoarea de aproximativ 300 m/s pentru punctele situate pe latitudini medii. Fireşte, chiar o asemenea valoare nu este de ignorat.

Cele arătate ne pot ajuta să înţelegem de ce se afirmă că de pe anumite teritorii, ale căror graniţe nu coboară sub anumite latitudini, nu pot fi lansate (deocamdată, în sistemul clasic) obiecte-satelit pe orbite avînd înclinarea mai mică decît latitudinea-limită considerată. Bunăoară, se menţionează că cel mai sudic cosmodrom sovietic fiind situat pe latitudinea de aproximativ 49 grade, U. R. S. S.

are condiții naturale favorabile numai pentru realizarea de orbite corespunzătoare latitudinilor mijlocii și mari (polare), astfel încît problema plasării de sateliți pe orbite ecuatoriale este pentru specialiștii sovietici mult mai dificilă (mai anevoioasă, pretinde manevre mai complicate și consum suplimentar de combustibil) decît, de exemplu, pentru specialiștii francezi, care au la dispoziție un poligon foarte potrivit (prin așezarea sa geografică la 5 grade latitudine sudică, în Guyana, la Kourou).

De asemenea se consideră foarte avantajoasă soluția dată de specialiștii italieni acestei probleme prin amenajarea pe apă a unui poligon de lansare a rachetelor purtătoare. Este vorba de baza maritimă ecuatorială din vecinătatea Kenyei, de unde au fost lansate rachetele purtătoare „Scout" cu ajutorul cărora au fost scoși în spațiu sateliții italieni „San Marco".

Dar este oare mai avantajoasă o orbită ecuatorială decît o alta care are o înclinare oarecare?

Trebuie arătat că nu în toate cazurile sînt preferabile orbitele ecuatoriale și că, de fapt, o singură situație este favorizată, și anume aceea în care se cere ca satelitul să fie de tip staționar. Numai în planul ecuatorial se poate realiza sincronizarea mișcării unui obiect cosmic cu rotația diurnă a planetei și menținerea acestei sincronizări timp îndelungat.

Satelitul staționar are deci specifică orbita ecuatorială. Această orbită trebuie să mai fie: circulară și situată la înălțimea de 35 810 km; și dacă obiectului purtat de rachetă i-a fost imprimată viteza de 3 080 m/s spre est, el se va roti la acest nivel riguros sincron cu Pămîntul, avînd perioada de revoluție de 24 de ore. Mișcarea sa ar putea sugera rotirea o dată cu globul terestru în jurul axei polilor a unui obiect fixat în vîrful unei tije verticale lungi de 35 810 km, implîntate în sol la ecuator; evident, viteza unghiulară a obiectului va fi egală cu cea a Pămîntului. Aceasta va face ca obiectul respectiv să pară mereu nemișcat, suspendat pe boltă, dacă este privit de un observator aflat la ecuator.

Pentru multe scopuri de investigație spațială sînt la fel de importante, ba în unele privințe chiar mai interesante și mai utile, orbitele cu înclinări diferite, ușor de con-

trolat de pe teritoriul de unde au fost lansate obiectele cosmice.

Foarte apreciate sînt orbitele polare, respectiv orbitele ale căror proiecții terestre coincid cu diferite meridiane. De fapt, o asemenea proiecție este de imaginat numai static, adică socotind că Pămîntul nu s-ar roti în jurul axei sale; în acest caz, bineînțeles, urma traiectoriei satelitului polar ar fi tocmai desenul pe suprafața planetei a meridianului de sub orbită. În realitate, globul terestru se rotește sub orbita satelitului, astfel că, în cazul orbitei polare, întreaga suprafață a Pămîntului trece periodic în raza de vizibilitate a acestuia (și, invers, satelitul rămîne periodic în cîmpul de vizibilitate al fiecărui punct de pe glob). Acesta și este avantajul deosebit al orbitelor de tip polar. Dintr-o rețea de asemenea sateliți se poate asigura supravegherea neîntreruptă a întregului Pămînt, inclusiv a atmosferei sale, fapt de însemnătate practică deosebită, așa cum de altfel vom arăta mai departe. Astfel, un satelit cu perioada de revoluție de 90 minute, la fiecare nouă traversare a ecuatorului, va găsi sub orbita sa o altă regiune, situată mai spre vest decît cea anterioară (deoarece globul terestru se rotește spre est și deci aduce o zonă mai apuseană sub orbita satelitului, și anume cu un decalaj de aproximativ 2 500 km); în acest fel, după 16 revoluții complete, satelitul are din nou sub orbită prima regiune vizitată.

Desigur calitatea menționată nu aparține și orbitelor ecuatoriale, orbite din care, în funcție de înălțimea lor, se acoperă cu observații (și măsurători) doar o zonă restrînsă din suprafața Pămîntului, într-o bandă care încinge ecuatorul cuprinzînd porțiuni învecinate egale sudice și nordice.

În ceea ce privește înălțimea orbitei, aceasta condiționează, cum lesne ne putem închipui, întinderea zonei ce poate fi cuprinsă de satelit la un moment dat și timpul de rămînere a satelitului în cîmpul de observație al unei stații de sol (deci durata legăturii cu satelitul.) Asemenea Soarelui și Lunii, satelitul răsare la orizontul locului, defilează pe boltă (mai încet sau mai iute, după cum se află la o înălțime mai mare sau mai mică), ajunge sau nu ajunge la verticala locului (în funcție de înclinarea orbitei și de coordonatele geografice ale locului considerat), după care coboară lent spre orizont și apune dincolo de acesta.

Deoarece legătura de vedere (urmărire) şi corespondenţă (comunicaţie — transmitere de date) cu satelitul se face prin unde care se propagă numai în linie dreaptă, asemenea undelor de televiziune, contactul cu satelitul nu este posibil în afara acestei zone de vizibilitate directă de la răsăritul pînă la apusul său, denumită zonă de radiovizibilitate directă a satelitului.

Pentru multe aplicaţii, şi îndeosebi pentru observaţii din cosmos asupra Pămîntului, s-ar părea că cei mai potriviţi ar fi sateliţii de orbită joasă, adică plasaţi pe orbite mai apropiate de suprafaţa planetei noastre. Nu este totuşi aşa, pentru că adeseori este utilă cunoaşterea unor fenomene de ansamblu şi repartizarea lor pe suprafeţe mai întinse, ceea ce nu se poate obţine decît dacă satelitul este situat mai sus, mai departe de Pămînt.

Există o limită inferioară sub care obiectul spaţial nu poate deveni obiect cosmic, adică nu poate dobîndi calitatea de satelit artificial al Pămîntului, limită impusă de rezistenţa opusă de atmosferă. Teoretic, ea s-ar situa la înălţimea de aproximativ 120 km, practic însă nu coboară sub 135—140 km. Aceasta este înălţimea minimă sub care obiectul balistic (fără motor) nu reuşeşte să facă un ocol complet al planetei sau, dacă reuşeşte, orbita i se deformează atît de repede, încît la revoluţia următoare va pătrunde în straturile dense de aer, căzînd rapid (respectiv ieşind din orbită şi înscriindu-se pe o traiectorie de revenire la sol).

Există şi o limită superioară a satelizării, stabilită teoretic la înălţimea (depărtarea) de 930 000 km, dincolo de care obiectul considerat iese de sub influenţa dominantă a planetei noastre, „se rupe“ de ea şi scapă pentru totdeauna în spaţiu, devenind satelit al Soarelui.

Orbita circulară este avantajoasă îndeosebi atunci cînd satelitul are de executat măsurători sistematice de la acelaşi nivel, cum este cazul observaţiilor de interes meteorologic sau cînd trebuie realizat satelitul staţionar. De asemenea orbitele circulare facilitează mult operaţiile de întîlnire în spaţiu şi de joncţiune a unor obiecte cosmice.

Este uşor de înţeles că viteza satelitului circular (aşa i se spune satelitului care s-a plasat pe o orbită circulară), indiferent de înclinarea sa, rămîne constantă de-a lungul

orbitei, acesta constituind elementul principal care justifică preferinţa pentru el la manevrele orbitale.

Satelitul care descrie în mişcare o orbită eliptică are viteza diferită de la un punct la altul al orbitei. Cea mai mare valoare o are viteza sa în punctul cel mai apropiat de Pămînt (perigeu), iar cea mai mică la antipod (în apogeu); viteza descreşte tot timpul de la perigeu spre apogeu, atinge un minim în acest ultim punct, după care creşte continuu pînă la perigeu, unde se restabileşte valoarea iniţială.

Orbita circulară se realizează atunci cînd obiectul este scos în spaţiu la o anumită înălţime exact cu viteza necesară pentru satelizarea sa. Dacă viteza în acel punct este mai mică decît prima viteză cosmică, obiectul nu se plasează pe orbită, reintră în atmosferă, se aprinde şi arde. Dacă, dimpotrivă, viteza este mai mare, orbita descrisă nu va mai fi circulară, ci eliptică, şi anume mai mult sau mai puţin alungită, după cum în punctul de injectare a obiectului în spaţiu (cînd s-a desprins de racheta purtătoare sau acesteia din urmă i s-au oprit motoarele (i-a fost comunicată o viteză mai mare sau mai mică.

Legile mecanicii cereşti permit calcule precise în acest domeniu. Astfel, trebuie reţinut că ceea ce denumim uzual „prima viteză cosmică“ este de fapt „viteza circulară de zero“, adică viteza-limită de satelizare în situaţia imaginară menţionată, cînd lansarea obiectului s-ar face la suprafaţa planetei. Pentru diferite înălţimi, ca, de exemplu, 200, 400 şi 1000 km, viteza necesară pentru satelizare scade, la 7,79 km/s, 7,67 km/s şi, respectiv, 7,36 km/s. La înălţimea orbitei Lunii, viteza de satelizare (viteza cu care se roteşte Luna în jurul Pămîntului) este de numai 1,02 km/s.

Este un fapt constatat că orbita satelitului se deformează chiar pentru creşteri relativ mici ale vitezei în perigeu. Astfel, dacă cu 7,9 km/s în cazul ideal specificat se realizează satelitul circular în apropierea suprafeţei Pămîntului (la o depărtare de centrul planetei de aproximativ o rază, 6 378 km), pentru o viteză la plasarea pe orbită de 10 km/s orbita se alungeşte, apogeul situîndu-se la 3 raze terestre, iar pentru o creştere a vitezei iniţiale de 3,1 km/s apogeul orbitei se va situa la 25 de raze terestre!

Să ne închipuim acum că obiectul a fost scos pe orbită la înălţimea de 1 000 km, dar în acel punct nu are 7,37

km/s, cît valorează acolo prima viteză cosmică, ci doar 7,27 km/s. Ce se va întîmpla în acest caz? Şi de astă dată se va obţine o orbită în formă de elipsă, dar nu exterioară orbitei circulare locale, ci cuprinsă în acest cerc. Corpul, avînd o viteză mai mică decît viteza minimă locală pentru satelizare, porneşte înapoi spre Pămînt, mărindu-şi treptat viteza. El nu va atinge însă suprafaţa planetei, ci se va apropia doar pînă la ceva mai puţin de 160 km, într-un punct diametral locului unde a fost scos în spaţiu, punct în care viteza sa va fi atins 8,2 km/s. De aici, mai departe, corpul se îndepărtează de Pămînt după o traiectorie (semielipsă) simetrică cu drumul de coborîre faţă de linia care uneşte cele două puncte extreme. După cum s-a specificat, revenit în punctul iniţial, obiectul îşi restabileşte viteza de plecare, adică în exemplul dat viteza a scăzut de la 8,2 la 7,27 km/s, Este ca şi cum începutul mişcării orbitale s-ar fi făcut din punctul extrem apropiat de Pămînt, unde corpul respectiv, în loc să aibă viteza circulară locală (aproximativ 7,8 km/s), a avut 8,2 km/s, aceasta determinînd plasarea sa pe orbită eliptică alungită cu apogeul de 1 000 km şi cu viteza în acest punct de 7,27 km/s.

Cazul acesta arată o altă modalitate interesantă de scoatere a unui obiect cosmic pe orbită eliptică în apogeu.

Cele prezentate aici constituie aspecte esenţiale ale mişcării sateliţilor artificiali ai Pămîntului, care se iau în consideraţie la pregătirea şi la efectuarea oricărei lansări.

Aşa cum vom vedea mai departe, în diferite situaţii specifice exploatării unor sateliţi ştiinţifici, tehnologici şi operaţionali, precum şi de utilizare a vehiculelor pilotate, se pune problema trecerii satelitului de pe o orbită mai joasă pe o alta mai înaltă şi invers. De altfel, o asemenea manevră de schimbare (deformare) a orbitei este obligatorie la recuperarea obiectelor cosmice. Practic, în acest caz, dacă de exemplu satelitul (vehiculul) se află pe o orbită circulară la înălţimea de 200 km (viteza de 7,79 km/s), prin punerea în funcţiune a motorului propriu ca motor de frînare (jetul de reacţie este direcţionat spre înainte, în sensul mişcării) se obţine o reducere a vitezei cu o anumită valoare şi transformarea acelui punct în apogeul unei noi orbite, al cărei perigeu se află fie în straturile dense de aer, fie chiar undeva în sol.

Un efect similar se obţine la modificarea vitezei satelitului aflat pe orbită eliptică. În acest caz, dacă se măreşte viteza în perigeu, satelitul îşi îndepărtează şi mai mult apogeul, păstrîndu-şi perigeul neschimbat, şi, invers, dacă i se micşorează viteza în perigeu, aceasta va avea ca urmare aducerea mai aproape de Pămînt a apogeului, astfel încît, dacă viteza în perigeu va fi redusă pînă la valoarea vitezei circulare locale, se va obţine aducerea şi a apogeului la cota perigeului, ceea ce înseamnă de fapt trecerea satelitului pe orbită circulară la înălţimea perigeului.

Important este şi cazul cînd manevrele de schimbare a vitezei sînt comandate (şi executate în apogeu. De astă dată creşterii vitezei în apogeu îi corespunde îndepărtarea perigeului de Pămînt, cu menţinerea neschimbată a distanţei satelitului la apogeu, ceea ce este identic cu o reducere a excentricităţii orbitei prin transformarea ei în orbită superioară. Cînd însă satelitul este frînat în apogeu, scăderea vitezei în acel punct are ca efect apropierea perigeului de Pămînt, adică mărirea excentricităţii orbitei.

Totul se petrece astfel încît să se împlinească mereu cerinţa următoarei legi de echilibru: produsul dintre viteza satelitului la perigeu şi depărtarea acestuia faţă de centrul planetei să fie egal cu produsul dintre viteza în apogeu şi distanţa acestui punct de la centrul Pămîntului.

În încheiere, pentru sublinierea importanţei celor prezentate aici, facem cîteva referiri la cunoscutul proiect de rachetă purtătoare vest-europeană „ELDO—PAS".

S-a apreciat de către specialiştii francezi că realizarea rachetei purtătoare „Europa"-2 constituie una dintre pietrele unghiulare ale programului vest-european de plasare pe orbită staţionară a unui satelit de telecomunicaţii fără concurs american şi deci şi fără taxe de locaţie datorate altor ţări. Pentru aceasta, ultima treaptă a rachetei purtătoare (rachetă cu trei trepte, greutate la start de circa 110 tone) va trebui să scoată satelitul pe o orbită eliptică cu perigeul la 300 km şi apogeul la înălţimea orbitei de tip staţionar urmărite. Apoi în apogeu să se acţioneze motorul satelitului (deci obiectul cosmic trebuie să fie prevăzut cu o instalaţie de propulsie proprie), în sensul creşterii vitezei pînă la valoarea necesară pentru a aduce şi perigeul la acea înăl-

ţime, respectiv pentru transformarea orbitei din elipsă în cerc la cota apogeului.

În această variantă, viteza necesară la ieşirea obiectului în spaţiu trebuie să fie de 10,2 km/s. Dar racheta este optimizată pentru o viteză de 8 km/s la sfîrşitul propulsiei treptei a treia, încît n-ar putea asigura viteza necesară de 10,2 km/s decît unei încărcături utile de 80 kg, ţinîndu-se seama că această viteză trebuie comunicată de fapt corpului ultimei trepte (740 kg) şi obiectului cosmic, întrucît acesta din urmă, cînd se separă de racheta purtătoare, nu mai dobîndeşte un impuls suplimentar. Astfel că, dacă din greutatea satelizată pe orbita alungită se mai scade şi greutatea motorului satelitului, care are de suplimentat cu 1,46 km/s viteza acestuia în apogeu, se obţine în final pentru satelit o greutate de numai 40 kg.

Faţă de această situaţie puţin convenabilă, s-a propus şi s-a însuşit următoarea schemă de organizare a satelitului şi de zbor, ilustrată în figura 15. În desen se poate observa că satelitul nu mai este prevăzut cu un singur motor, de

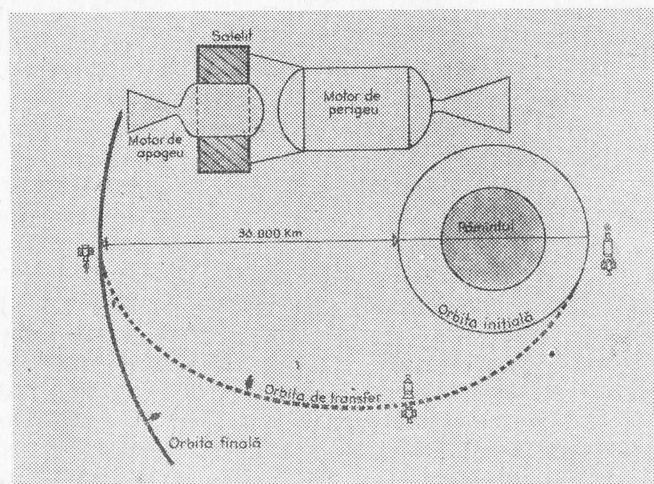


Fig. 15 Schema de organizare a satelitului vest-european cu motoare de perigeu şi apogeu şi mecanismul trecerii sale pe orbită staţionară

apogeu, ca în varianta de mai sus, ci cu două motoare: unul de apogeu, celălalt de perigeu. Ambele sînt motoare-rachetă cu combustibil solid, încorporate în structura satelitului şi constituind împreună cu acesta o încărcătură utilă de 1 000 kg, pe care racheta purtătoare nu mai trebuie s-o plaseze pe o orbită eliptică de transfer, ci pe o orbită circulară joasă, la înălţimea de 300 km. Sarcina este acum pe deplin pe măsura rachetei purtătoare, încît se poate asigura o plasare pe orbită fără complicaţii tehnice.

Aşadar, mai întîi satelitul este scos pe orbită circulară la înălţimea de 300 km. I se pune apoi în funcţiune primul motor, motorul de perigeu (un propulsor cu diametrul de 0,8 m, cu 590 kg combustibil solid pe bază de poliuretan), care, funcţionînd 45 de secunde, furnizează o tracţiune maximă de 4,5 tone-forţă (impuls specific în vid 276 de secunde) şi face să crească viteza satelitului cu 2,427 km/s. Ca urmare satelitul iese din orbita circulară şi trece pe o orbită eliptică (de transfer), cu perigeul la 300 km şi apogeul la 36 000 km; perioada de revoluţie fiind de circa 5 ore, înseamnă că obiectul cosmic va ajunge în punctul cel mai îndepărtat al orbitei sale după aproximativ două ore şi jumătate. Cum se vede în desen, îndată după terminarea arderii, motorul de perigeu se desprinde de satelit, astfel încît în apogeu va fi accelerată doar partea rămasă. Se mai observă că orientarea satelitului şi deci şi a motorului său de accelerare se păstrează neschimbată de la perigeu la apogeu, aceasta obţinîndu-se prin imprimarea unei rotaţii de titirez obiectului cosmic.

În apogeu se conectează şi cea de-a doua instalaţie de propulsie. Aceasta este un motor-rachetă cu combustibil solid, cu diametrul corpului de 40 cm şi cu o încărcătură de propulsie de 130 kg, care, arzînd timp de 20 de secunde, face să crească viteza satelitului în apogeu cu 1,48 km/s, exact cît e necesar pentru circularizarea orbitei.

De notat că după o schemă similară se execută manevrele de scoatere pe o orbită de tip sincron a unor sateliţi de telecomunicaţii utilizaţi în cadrul serviciilor de asigurare curentă ca sateliţi operaţionali.

SATELIŢI MANEVRABILI

Evident, pentru ca orice satelit să poată efectua manevre în spaţiu trebuie să dispună de un motor şi de combustibilul necesar care să furnizeze forţa de tracţiune necesară modificării vitezei sau direcţiei de mişcare. Acesta este cazul vehiculelor pilotate şi al tuturor obiectelor cosmice recuperabile, precum şi al unor sateliţi automaţi cu diverse destinaţii. Dintre aceştia din urmă, sateliţii sovietici „Poliot" (lansaţi în noiembrie 1963 şi aprilie 1964, primul la 343/1 437 km, iar al doilea la 310/500 km) sînt consideraţi a fi deschis un capitol nou în tehnica spaţială: manevrarea în spaţiu, prin comenzi exterioare, a sateliţilor automaţi.

Ulterior, în cadrul programului „Gemini", manevrele orbitale comandate din cabina vehiculului-satelit au devenit ceva obişnuit. De asemenea s-a perfecţionat tehnica de scoatere de pe orbită a sateliţilor automaţi şi de readucere a lor din cosmos, precum şi de trecere a unor sateliţi de pe o orbită pe alta, inclusiv readucerea la meridian a sateliţilor de tip staţionar.

Un moment însemnat în evoluţia tehnicii şi metodelor de manevre în spaţiu a obiectelor cosmice nepilotate l-a constituit reuşita sovietică de la 30 octombrie 1967 (reeditată la 20 aprilie 1968), cînd s-a realizat întîlnirea în spaţiu, joncţiunea şi apoi decuplarea a doi sateliţi din seria „Cosmos".

Expusă foarte sumar, operaţia presupune următoarele aspecte mai esenţiale: Problema ce se pune este să se scoată în spaţiu un vehicul nepilotat, care să găsească în mod automat un alt obiect cosmic (plasat pe orbită mai înainte), să se apropie de acesta, să i se alăture, eventual să stabilească temporar cu el un cuplaj sigur, după care să se desprindă tot automat şi să evolueze conform unui program oarecare (de exemplu să se reîntoarcă pe Pămînt). Importanţa rezolvării creşte pe măsura trecerii la abordarea în astronautică a unor sarcini noi, ca realizarea de staţii orbitale locuite, în care personal specializat să desfăşoare activităţi de cercetare şi asigurare timp îndelungat, de ordinul lunilor. Atît în etapa de construcţie a acestor staţii, cît mai ales după darea lor în exploatare, creşte considerabil în importanţă transportul de materiale şi de echipamente, aprovizionarea lor periodică şi ori de cîte ori este nevoie cu cele necesare lucrului normal pe staţie. Iar cel mai avantajos este ca această cărăuşie să se facă fără participarea omului, chiar şi pentru folosirea întregii capacităţi de transport a fiecărui vehicul exclusiv în scopul îndeplinirii misiunii principale. La fel de importantă este această modalitate pentru ieşirea rapidă la intervenţie în situaţie de avarie şi efectuarea automată a operaţiilor de căutare-identificare-apropiere şi acostaj.

Se cere vehiculului de joncţiune să se plaseze pe aceeaşi orbită sau pe o orbită apropiată de aceea a vehiculului căutat. Este o condiţie hotărîtoare în realizarea cuplajului orbital, care se îndeplineşte prin lansarea acestui al doilea vehicul în momentul cînd ţinta sa trece pe deasupra cosmodromului de unde urmează să ia startul racheta purtătoare; de regulă, vehiculul se plasează pe orbită după cîteva minute de la desprinderea rachetei de platforma de lansare.

Experienţa menţionată a urmărit să demonstreze posibilitatea efectuării automate a manevrelor respective prin operaţii optimizate, adică în condiţiile cele mai avantajoase în ceea ce priveşte consumul de combustibil în cadrul fiecărei etape. Totodată a fost verificat minuţios lucrul aparatelor şi instalaţiilor prevăzute pentru aceste manevre.

Trebuie reţinut că, deşi din cele două vehicule numai unul este manevrabil, activ, în sensul că îşi schimbă orbita în vederea joncţiunii, celălalt fiind ţinta de cuplaj, totuşi şi vehiculul-ţintă efectuează operaţii pregătitoare ale joncţiunii, trebuind deci să fie şi el echipat tehnic corespunzător. Aşa se explică prezenţa în dotarea ambilor sateliţi a următoarelor echipamente: un motor principal cu acţionare repetată, necesar pentru corectarea orbitei şi efectuarea de mici manevre de apropiere; o instalaţie de orientare, incluzînd mici motoare-rachetă, utilizate şi pentru execuţia manevrelor fine la joncţiune; o staţie de dirijare a mişcării funcţionînd ca organ de comandă automată a lucrului

instalației de propulsie principale; un sistem tehnic de comandă și de execuție a cuplajului.

Cu aceste aparate, dispozitive și instalații, sateliții au putut efectua împreună, în mod automat, operațiile pretențioase de căutare reciprocă, apropiere și cuplaj. Pentru căutare s-a prevăzut de asemenea pe fiecare satelit un sistem radiotehnic special, cu ajutorul căruia au putut fi măsurați parametrii mișcării relative a unui satelit față de celălalt, astfel: distanța și variația în timp a acesteia, viteza unghiulară a liniei de vizare (linia dreaptă care unește centrele lor de masă) și unghiul dintre această linie și axa longitudinală a satelitului.

Deoarece sateliții sînt obiecte foarte mobile în spațiu, (ei se mișcă cu viteza enormă de aproape 8 km/s), căutarea reciprocă automată este practic posibilă numai cînd mișcarea se face în același plan. În acest caz, dacă al doilea satelit a fost scos pe orbită nu departe de primul, atunci la bord sînt înregistrate valori mici ale vitezei relative, în funcție, bineînțeles, de forma și de dimensiunile orbitelor.

În operația „Cosmos", programul cuplajului orbital a prevăzut ca pentru apropierea sateliților pînă la 300 m să fie acționată instalația de propulsie principală, înzestrată cu motoare ceva mai puternice, apte să modifice în scurt timp parametrii orbitei. Mai departe, după realizarea apropierii satelitului activ la 300 m de țintă, cînd se consideră că faza de căutare, găsire și întîlnire a fost epuizată, se trece la faza manevrei fine de apropiere prin acționarea microrachetelor de mică tracțiune, care asigură impulsuri atît de reduse, încît viteza relativă — riguros controlată — să se înscrie între limitele 0,5 și 0,1 m/s. Cel mai bine se operează în acest scop prin acționarea unor microrachete ionice sau cu plasmă, respectiv prin folosirea de motoare-rachetă de mică tracțiune cu funcționare continuă, în care caz apropierea satelitului activ este identică, de exemplu, cu apropierea unui avion de altul în vederea alimentării în zbor.

Contactul de cuplaj trebuie să fie de asemenea foarte ușor, pentru a nu produce deteriorarea obiectelor; acest contact (cuplajul propriu-zis) se realizează prin introducerea

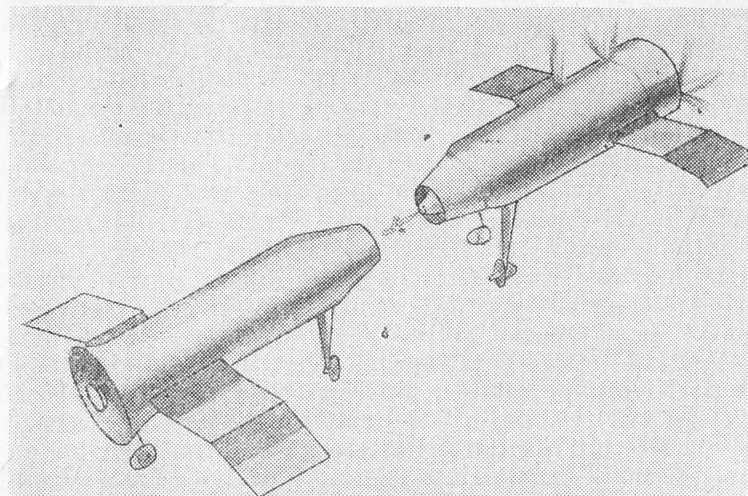


Fig. 16 Cuplajul automat în spațiu a doi sateliți „Cosmos"

unei tije special organizate (fig.16) a satelitului activ într-un manșon de cuplaj dispus în partea frontală a țintei.

Primul cuplaj orbital automat s-a realizat astfel: mai întîi a fost plasat pe orbită satelitul activ („Cosmos"-186). Timp de trei zile i s-au verificat instalațiile și aparatajul de bord și i s-a corectat orbita în vederea trecerii la executarea experienței. A treia zi, în timp ce satelitul evolua deasupra cosmodromului de unde luase startul racheta purtătoare, a fost comandată lansarea celei de-a doua rachete, care a scos în spațiu satelitul-țintă („Cosmos"-188). Orbita inițială a satelitului activ era puțin mai joasă (180/260 km) decît a satelitului-țintă (200/276 km), iar în momentul ieșirii în cosmos a acestuia din urmă distanța dintre sateliți era de numai 24 km. Pentru apropiere se punea deci problema trecerii satelitului activ de pe orbita sa pe o orbită mai înaltă, ceea ce se obține prin impuls corespunzător.

Este interesant că întîlnirea și cuplajul s-au făcut la prima evoluție a satelitului-țintă, în regiunea apogeului sateliților, cînd aceștia se aflau în emisfera sudică, în afara cîmpului de radiovizibilitate directă de pe teritoriul sovietic. De aceea întregul proces de căutare, apropiere și joncțiune,

precum şi parametrii mişcării relative a sateliţilor, s-a înregistrat la bord şi s-au transmis ulterior, la intrarea sateliţilor în cîmpul de vedere al staţiilor de urmărire sovietice. Cu ajutorul unei camere de televiziune montate pe satelitul căutător s-a putut înregistra şi observa modul cum s-a desfăşurat manevra de cuplaj şi decuplaj. După trei ore şi jumătate de evoluţie în stare asamblată, s-a dat comanda de desfacere a legăturii dintre cei doi sateliţi, desprinderea şi îndepărtarea satelitului activ. Acesta, efectuînd apoi o manevră de ieşire din orbită, s-a înscris pe o traiectorie balistică de reintrare în atmosferă şi a aterizat lin în regiunea stabilită.

Astfel a fost executată prima operaţie de cuplaj automat pe orbită a doi sateliţi. Desigur, în practica navigaţiei spaţiale vor fi şi cazuri cînd satelitul activ va fi cel care se lansează ulterior (au şi fost asemenea situaţii în programul „Gemini", unde ţinta „Agena", deci satelit automat, se lansa înaintea navei pilotate, de pildă cu 101 minute mai înainte, la prima trecere pe deasupra poligonului de lansare, după o revoluţie în jurul Pămîntului). Asemenea cazuri de lansare a satelitului activ cînd ţinta se află în spaţiu vor fi în viitor cele mai frecvente, ca de exemplu cînd satelitul activ iese la o intervenţie în situaţie de avarie pe orbită a unei nave pilotate (navă-ţintă) sau cînd satelitul aduce de la sol materiale pentru o staţie orbitală (alimente, piese şi instalaţii de schimb, materiale de construcţie, combustibil etc.) ori, în fine, cînd satelitul activ este un vehicul pilotat, care urmează a se cupla cu o treaptă purtătoare, pentru ca împreună să constituie o navă lunară puternică.

Deosebit de important este că s-a reuşit să se realizeze întîlnirea şi cuplajul la prima orbită, respectiv fără mare întîrziere, aşa cum apare necesar să se procedeze atît în cazul navigaţiei cosmice în jurul Pămîntului, cît şi în cazul zborului pînă la Lună cu retur.

SATELIŢI GEOFIZICI

Începutul în explorările spaţiale l-au făcut sateliţii universali, utilizaţi deopotrivă pentru cercetarea în complex a fenomenelor ce se petrec în atmosfera terestră, ca şi pentru verificări ale funcţionării tehnicii întrebuinţate. Iar în ceea ce priveşte universalitatea investigaţiei ştiinţifice, aceasta s-a exprimat prin străduinţa specialiştilor de a studia cu acelaşi satelit un număr cît mai mare de fenomene sub aspectele cele mai diferite. Atitudinea era firească în etapa considerată, cînd se cunoşteau foarte puţine lucruri despre ceea ce se petrece în straturile superioare ale atmosferei şi dincolo de acestea, în spaţiul cosmic. Apoi metoda de investigaţie adoptată oferea tocmai o asemenea posibilitate de acumulare rapidă a unui volum mare de informaţii asupra naturii explorate şi, în plus, asigura cercetarea simultană a mai multor fenomene condiţionate, ca, de exemplu, observarea stării Soarelui, măsurarea nivelului de radiaţii în straturile vizitate, determinarea stării atmosferei, măsurarea cîmpului magnetic al planetei etc.

Desigur, metoda studierii simultane în complex a unor fenomene noi este cu atît mai avantajoasă, cu cît sînt mai modeste cerinţele de adîncire a cunoaşterii fiecăruia dintre fenomenele cercetate.

Unul dintre primele modele de sateliţi geofizici care a impresionat prin zestrea aparatajului său ştiinţific a fost satelitul sovietic nr. 3, un obiect cosmic în greutate de 1 327 kg, plasat pe o orbită eliptică cu perigeul la 226 km şi apogeul la 1 881 km. Aşa cum s-a stabilit ulterior, grosimea învelişului atmosferic al Pămîntului este de aproximativ 3 000 km, astfel că satelitul menţionat a explorat partea ei cea mai importantă, începînd din straturi mai dense pînă în zone unde atmosfera şi-a pierdut aproape complet

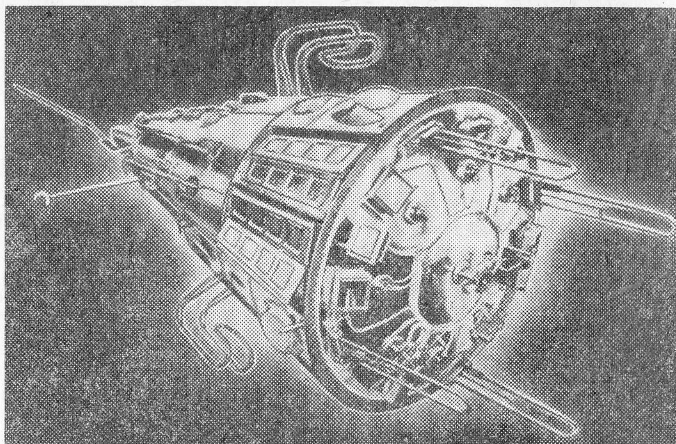


Fig. 17. Satelitul sovietic nr.

identitatea. În figura 17 este reprodusă fotografia satelitului.

La bordul satelitului au fost amplasate următoarele instrumente și aparate de măsură, care indică și natura experiențelor efectuate: detectoare și contoare de radiații (pentru studierea radiației cosmice primare), fotomultiplicatoare (pentru înregistrarea radiației corpusculare a Soarelui), un magnetometru magnetic și alte două magnetometre de ionizare (pentru măsurarea cîmpului magnetic), două fluxmetre electrostatice (pentru măsurarea cîmpului electrostatic la nivelul învelișului satelitului).

Dintre alți sateliți aparținînd aceleiași clase sînt de reținut unele exemplare ale seriilor „Explorer" și „Cosmos", satelitul francez „France"-1, sateliții canadieni „Alouette" sateliții britanici „Ariel", sateliții italieni „San Marco": precum și o serie de sateliți lansați în perioada 1969—1970 cei doi „Intercosmos", lansați în comun de mai multe țări socialiste, printre care și țara noastră, la 14 octombrie 1969 (260/460 km) și la 25 decembrie 1969 (206/1 200 km, pe 48,4 grade), apoi satelitul comun vest-european „Boreas" (85 kg, 305/392)km, cei doi sateliți vest-germani, „Azur„-1 și „Dial", satelitul japonez „Oshumi" (11 februarie 1970, 25 kg, 328/5 164 km) și cel mai recent, satelitul chinez, lansat la 24 aprilie 1970.

Fiecare exemplar considerat a fost echipat în mod corespunzător pentru a putea face măsurători simultane în straturile superioare ale atmosferei, cu înregistrarea radiațiilor și a micrometeoriților. Orientarea spre sateliții universali a specialiștilor francezi, englezi, canadieni, italieni, chinezi, vest-germani și japonezi se explică prin avantajul metodei, mai ales prin economicitatea ei relativă într-o etapă cînd tehnica spațială în țările respective se află încă la primii ei pași. Ar fi, desigur, foarte costisitor să se lanseze sateliții separați pentru fiecare problemă ce se studiază.

Unele particularități de concepție și de organizare a prezentat satelitul italian nr.2, care a oferit o ingenioasă cale de determinare a densității atmosferice la nivelul orbitei sale (217/801 km), prin realizarea satelitului din două sfere concentrice și lăsarea liberă a celei interioare. Cînd sfera exterioară este frînată, sfera interioară are tendința să-și păstreze starea de mișcare și exercită o apăsare asupra mediului de separare dintre cele două corpuri. Determinîndu-se această forță de apăsare, care este proporțională cu forța de rezistență a aerului, se poate calcula densitatea aerului în stratul respectiv, între aceste două mărimi fiind o relație de proporționalitate.

O mențiune specială trebuie făcută în legătură cu sateliții „Cosmos", aceștia constituind produse de serie industrială, realizați pe cîteva scheme de bază și destinați unii pentru cercetări geofizice, alții pentru verificări tehnologice, iar alții ca sateliți operaționali meteorologici sau de altă natură.

Cît despre seria „Explorer", și aceasta a oferit exemplare de sateliți cu destinații diferite, printre care și sondaje în atmosferă de interes geofizic.

Este oportună prezentarea la acest capitol a unei categorii de sateliți geofizici aparținînd generației a doua „Explorer", acetia prezentîndu-se ca o soluție mai perfecționată față de modelele seriei menționate. Sateliții în cauză sînt denumiți „Observatoare geofizice orbitale" (O.G.O.) și fac parte sub acest titlu, cum se va arăta și mai departe, dintr-o întreagă clasă de astfel de sateliți-laborator. Într-un anumit fel, prin aria de utilizare bine precizată — cerce-

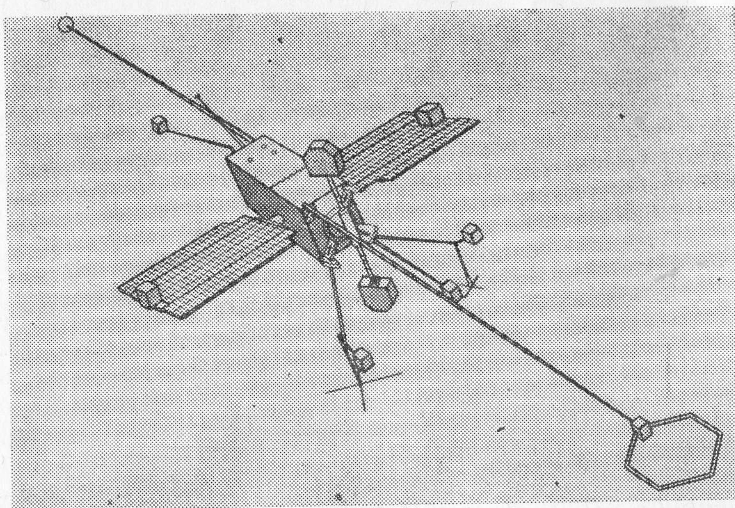


Fig. 18 Satelitul O.G.O. — observator științific orbital pentru cercetări geofizice

tări geofizice — acești sateliți ar putea fi considerați specializați și mulți specialiști îi tratează ca atare.

Sînt două tipuri de sateliți OGO: unii mai apropiați de suprafața planetei (400/1 500 km), alții foarte îndepărtați (270/150 000 km). Primii, întrucît se plasează pe orbite polare (86-88 grade înclinarea orbitei) au denumirea simbolizată POGO (*Polar Orbiting Geophysical Observatory*), celorlalți (înclinarea orbitei 31 de grade) atribuindu-li-se denumirea EGO (*Excentric Geophyiscal Observatory*). Programul prevede scoaterea în spațiu a cîte trei exemplare din fiecare tip, anual cîte unul, alternativ, începînd cu un EGO. Inaugurarea programului s-a făcut în septembrie 1964, cu o desfășurare normală conform prevederilor (în martie 1968 a fost lansat al treilea EGO, respectiv al cincilea exemplar al seriei).

Satelitul în discuție (fig.18) cîntărește aproximativ 600 kg și este echipat corespunzător pentru efectuarea a mai mult de 20 de experiențe (26 în cazul lui OGO-5).

Particular în utilizarea acestor sateliți este faptul că sînt folosiți conjugat, în sensul că asupra aceluiași fenomen,

de mai multe ori în aceeași zi, se fac observații și măsurători simultan din orbita polară joasă și din cea înaltă. Însemnătatea procesului este deosebită, fiind așteptate astfel răspunsuri la o serie de probleme științifice și practice importante, cum este, de exemplu, influența activităților din Soare asupra stării ionosferei și, prin aceasta, asupra comunicațiilor radio pe diferite lungimi de undă care folosesc acest strat electric al atmosferei ca mediu reflector pentru undele radio.

Cu ajutorul acestor sateliți profilați pe cercetări în domeniul geofizicii se studiază principalele fenomene din spațiul circumterestru de la nivelul atmosferei joase pînă la 150 000 km depărtare de Pămînt. Se fac observații și măsurători asupra magnetosferei, fluxului de electroni și, spectrului energetic de radiații cosmice primare, radiațiilor pe care le emite Soarele, norilor de hidrogen din spațiul circumterestru, interacțiunii dintre vîntul solar și hidrogenul atomic din coroana descoperită în jurul planetei și, în general, asupra fenomenelor care însoțesc „evenimentele" solare (erupțiile din Soare), pentru precizarea relației atît de importante Soare-Pămînt.

În legătură cu programul experimental trebuie remarcat că la elaborarea și la realizarea acestuia în cazul satelitului EGO-5, pe lîngă specialiștii americani au participat și specialiști francezi, britanici și olandezi, aceasta evidențiind tendința de lărgire a cooperării internaționale la acțiunile de cercetare a spațiului cu ajutorul obiectelor cosmice.

Se consideră că sateliții geofizici, prin informațiile utile pe care le furnizează (primii 4 sateliți OGO realizaseră pînă la finele anului 1968 un număr de 670 000 de ore de observații și măsurători), pe lîngă aportul substanțial pe care-l au la îmbogățirea cunoștințelor despre natură, contribuie direct la o mai bună asigurare a zborurilor cosmice. Aprecieri deosebite s-au și făcut asupra exemplarului OGO-6, (613 kg.) lansat la 5 iunie 1969, care a efectuat 25 experiențe diferite; satelitul a fost plasat pe o orbită de 82 de grade, la 400/1100 km.

Așa cum vom mai avea prilejul să menționăm, volumul impresionant de date dobîndite prin mijloacele tehnicii cosmice a făcut necesară și o dezvoltare corespunzătoare a

tehnicii de prelucrare, respectiv a maşinilor electronice de calcul şi a întregului lor arsenal de echipamente periferice. Totodată, pentru transportul rapid al informaţiilor au trebuit asigurate canale tot mai perfecţionate, legături radio cu posibilităţi lărgite, pe măsura noilor sarcini. Este un aspect asupra căruia vom reveni mai amănunţit la prezentarea unor tipuri caracteristice de sateliţi operaţionali.

Mai consemnăm aici doar un detaliu privind exploatarea sateliţilor OGO: în mai multe rînduri, cînd satelitul se afla deasupra Australiei (în afara cîmpului de radiovizibilitate directă din centrul principal de urmărire „Goddard" de pe teritoriul nord-american), transmiterea datelor s-a făcut în sistem releu prin mijlocirea unui alt satelit, ATS, satelit de tip staţionar pe Pacific.

SATELITUL, OBSERVATOR SOLAR

Întrucît se constată o dependenţă strînsă între procesele din atmosferă şi starea Soarelui, s-a trecut la studierea sistematică a astrului zilei cu ajutorul unor sateliţi specializaţi în această activitate. Dintre aceştia sînt prezentaţi în cele ce urmează sateliţii din seria simbolizată OSO *(Orbiting Solar Observatory)* şi un satelit „Explorer", care în martie 1968 a inaugurat o serie cu totul specială de sateliţi solari, denumită simbolic SOLRAD *(Solar Radiation)*.

Programul OSO, început în martie 1962 şi avînd prevăzute 8 lansări de sateliţi de observare a Soarelui, se afla la al şaselea pas în 1969 (6 august 1969 a fost plasat pe orbită OSO-6, un satelit de 290 kg). Satelitul utilizat (fig. 19), în greutate de 300 kg, are o formă mai puţin obişnuită. Este alcătuit din două corpuri: un corp de bază rotitor şi un cadru superior semicircular, căptuşit cu celule solare pe ambele feţe. Pe corpul de bază se montează aparate de detecţie prin baleiaj, observabile în partea de mijloc a corpului satelitului. Şi pe cadrul superior sînt plantaţi detectori de radiaţii, care însă sînt orientaţi pe o direcţie fixă. Astfel, satelitul este

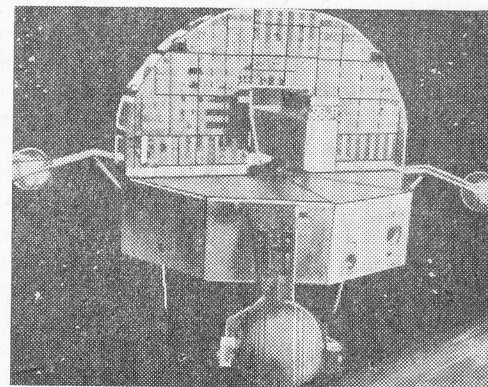


Fig. 19 Satelitul O. S. O. — observator ştiinţific orbital pentru studierea Soarelui

echipat cu detectori de atitudine (care-i stabilesc poziţia în spaţiu, unii faţă de Soare, iar alţii în raport cu cîmpul magnetic terestru), precum şi cu un mare număr de detectori de radiaţii solare şi cosmice: pentru ultraviolete, pentru radiaţii gama cu energii mai mari de 100 000 000 de electron volţi, pentru raze cosmice şi raze X, apoi un spectometru de raze X, un radiometru de radiaţii infraroşii şi un telescop pentru măsurarea albedoului Pămîntului (capacitatea de reflexie a planetei).

Echiparea tehnică a satelitului este, aşadar, foarte bogată, el trebuind să furnizeze informaţii cît mai complete şi sigure (cu înalt grad de autenticitate) asupra nivelului de radiaţii în straturile superioare ale atmosferei la înălţimea orbitei (circulară, la 560 km). Numai de la primii sateliţi, în aproximativ 10 000 de ore de experienţe, s-a obţinut un număr impresionant de date utile privind starea Soarelui şi influenţa activităţilor sale asupra proceselor atmosferice. Primul OSO, funcţionînd aproape un an, a observat 140 de erupţii solare şi a furnizat date noi asupra emisiilor de ultraviolete şi de radiaţii X în timpul acestor activităţi solare. De altfel sateliţii OSO sînt destinaţi tocmai pentru cercetări asupra Soarelui în perioadele sale de activitate maximă.

Ca un detaliu tehnic, satelitul este stabilizat prin rotaţie (30 de rotaţii pe minut), mişcare ce se întreţine prin jeturi de gaze reci ejectate prin mici ajutaje de reacţie periferice. Un servomotor asigură vizarea Soarelui şi fixarea în această poziţie a cadrului cu panourile cu celule fotoelectrice la fiecare ieşire a satelitului din umbra Pămîntului (pe timpul aflării în întuneric corpul de bază nu se mai roteşte şi face corp comun cu cadrul superior), cînd detectorii de pe cadru au în cîmpul lor întregul disc solar; precizia acestei operaţii de vizare este de 3 grade. Alt servomecanism face aceeaşi operaţie pentru ochirea în înălţime.

Pe lîngă stabilizarea şi orientarea prin jeturi de gaze, se mai foloseşte pe satelit în acelaşi scop şi metoda inducţiei magnetice, fiind prevăzută pentru aceasta o bobină magnetică specială. (Pe OGO este utilizat ca sistem auxiliar sau suplimentar de orientare-stabilizare un dispozitiv inerţial cu volant.) Partea aceasta a tehnicii spaţiale, cu sistemul de atitudine, este cea mai delicată şi a cauzat şi cele mai multe neajunsuri în prima etapă a explorărilor spaţiale.

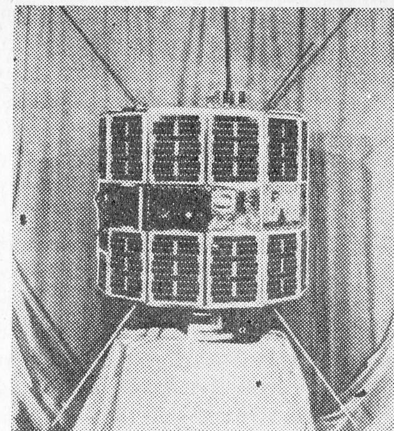


Fig. 20 Satelitul geofizic „Explorer"-37

În ceea ce priveşte construcţia şi utilizarea satelitului „Explorer"-37 (fig. 20), lansat în martie 1968, acestea prezintă unele particularităţi, ca, de exemplu, organizarea tehnică într-un corp poliedric regulat şi specializarea încă mai avansată a instrumentaţiei de măsură cu care este înzestrat. Satelitul se plasează pe o orbită mai înaltă (circulară, la 845 km) şi dispune de aparataj pentru studierea razelor X (un scintometru pentru analize în banda 0,1—0,5 Å şi 5 fotometre, dintre care două cu contoare de radiaţii Geiger, operînd fiecare în altă bandă de la 0,5 la 60 Å) şi pentru cercetarea radiaţiei ultraviolete (două fotometre: unul pentru 1 080 — 1 350 Å, celălalt pentru 1 225 — 1 350 Å). Iar ca o particularitate de exploatare se menţionează că informaţiile de la trei detectoare nu se transmit direct staţiilor de sol, ca în cazul general, ci se stochează la bord într-un înregistrator numeric, acumulîndu-se timp de 14 ore, după care memoria se descarcă de informaţiile respective, transmiţîndu-se rapid la comanda unei staţii terestre.

Satelitul aparţine unei serii a cărei misiune integrală este de a studia activităţile solare în perioada de intensificare a acestora (1968—1969), cînd creşte numărul petelor solare, respectiv cînd sînt mai dese şi mai puternice erupţiile în Soare. În perioadele acestea se intensifică şi emisiile de radiaţii X şi ultraviolete de mari energii, determinînd creşterea rapidă a gradului de ionizare a straturilor joase ale ionosferei şi, mai departe, perturbarea comunicaţiilor pe unde scurte.

Există astfel încă o posibilitate de avertizare asupra pericolului de radiaţii pentru navigaţia cosmică şi, în acelaşi timp, de avans în cunoaşterea influenţelor multiple ale

stării Soarelui atît asupra comunicațiilor prin spațiu, cît și asupra comportării unor echipamente optice sau a altor elemente din compunerea obiectelor cosmice.

Un alt satelit, cu aceeași destinație, „Explorer"-38 (RAE-1) a fost plasat pe orbită la 4 iulie 1969. Specific construcției sale este sistemul de antenă, constituit dintr-o antenă dipol și alte două, depliabile, în V, cu lungimea unei ramuri de 225 m; satelitul, în greutate de 190 kg, s-a plasat inițial pe orbită provizorie (640/5 860 km), iar apoi pe orbita circulară stabilită (5 855/ 5 865 km).

Cel mai recent satelit din seria „Explorer", exemplarul nr. 41 (76 kg), a fost scos în spațiu la 21 iunie 1969 și s-a plasat pe o orbită cu perigeul la 345 km, iar apogeul la 200 000 km. Destinat investigării mediului interplanetar dintre Pămînt și Lună, acest satelit a servit ca observator solar în perioada de pregătire a primului zbor al omului în Lună (misiunea „Apollo"-11).

SATELITUL, DETECTOR DE RADIAȚII

În strînsă legătură cu problema prezentată este și activitatea sistemelor cosmice sovietice „Elektron" și a satelitului „Proton", precum și a unor sateliți americani specializați în detectarea de radiații, ca „Vela Hotel" și „Pionnier".

Cum se știe, la 30 ianuarie 1964, din Uniunea Sovietică a fost lansată o rachetă purtătoare care, în timpul zborului său activ, cînd mai funcționau încă motoarele ultimei trepte, a scos în spațiu doi sateliți: unul la înălțimea de 406 km, iar celălalt la 460 km. Ambii sateliți s-au înscris pe orbite eliptice alungite, deoarece ultima treaptă a rachetei purtătoare depășise cu mult valoarea vitezei circulare locale. Astfel, apogeul primului satelit, „Elektron"-1 (fig. 21), a fost de 7 100 km, pe cînd apogeul celuilalt, „Elektron"-2 (fig. 22), a atins 68 200 km. Mecanismul de realizare a acestor orbite atît de diferite este simplu, dacă se au în vedere considerațiile anterioare asupra propulsiei prin reacție și asupra elementelor de mecanică cerească: în timpul suișului, de la expulzarea primului satelit (perigeu 406 km) la scoaterea pe orbită a cuplului acestuia (perigeu 460 km), motoarele rachetei fiind în funcțiune, viteza la perigeul satelitului nr. 2 a fost mai mare, deci și orbita sa mai alungită.

Perioadele de revoluție ale celor doi sateliți au fost de 2 ore 49 minute și, respectiv, 22 ore 40 minute, corespunzător mărimii orbitelor.

Realizarea acestui sistem cosmic de sateliți a indicat o nouă modalitate interesantă de explorare a unor fenomene ale spațiului, mai puțin cunoscute. În concret, sistemul „Elektron" a constituit un cuplu de sonde spațiale specializate, destinate să cerceteze procesele ce se petrec în centurile de radiații din jurul planetei, centuri a căror exzistență fusese semnalată de sateliți sovietici și americani curînd după primele lansări de obiecte cosmice.

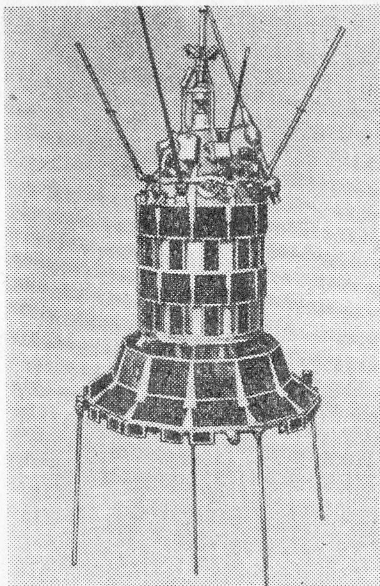


Fig. 21 Satelitul detector de radiaţii „Elektron"-1

Specialiştii considerau deosebit de important ca, mai înainte de a elabora noi proiecte de aparate cosmice de zbor, să cunoască exact dozele de radiaţii din zonele de acumulare din jurul Pămîntului, şi nu numai în momentul explorării, ci în orice moment, adică să stabilească prognoza stării centurilor de radiaţii. Acestui scop i s-a subordonat în principal lansarea sistemelor de staţii cosmice „Elektron", destinate efectuării concomitente de măsurători în ambele centuri de radiaţii (interioară şi exterioară).

Sateliţii au fost echipaţi în mod corespunzător pentru a cerceta zonele de radiaţii, particulele încărcate de energii mici, concentraţia de electroni şi de ioni pozitivi în diverse regiuni din spaţiu traversate de sateliţi, cîmpul magnetic terestru, radiaţia pe unde scurte emisă de Soare, componenţa nucleară a radiaţiei cosmice, emisia de unde radio a

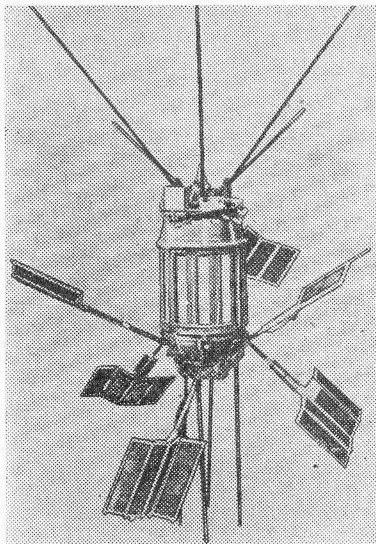


Fig. 22 Satelitul „Elektron"-2

galaxiilor şi micrometeoriţii. Patrulînd mai mult timp în spaţiu, cei doi sateliţi ai fiecărui sistem (în iulie 1962 a mai fost scos în spaţiu un cuplu „Elektron" asemănător) au făcut determinări importante în toate liniile de cercetare stabilite, pe baza cărora s-au descoperit relaţii necunoscute pînă atunci, de exemplu între poziţia orbitală a Pămîntului şi fluxurile corpusculare emise de Soare sau în ceea ce priveşte caracterul, repartiţia şi spectrul energetic al particulelor încărcate. S-au clarificat de asemenea mecanismul de formare a centurilor de radiaţii şi starea acestora în perioada de activitate solară minimă în care au fost efectuate cele două lansări. S-a confirmat, de pildă, că centura interioară de radiaţii este formată mai ales din protoni rapizi, pe cînd în centura exterioară predomină electronii, şi unii şi alţii dispunînd de mari rezerve de energie şi mişcîndu-se cu viteze enorme. S-au adus argumente noi în favoarea teoriei potrivit căreia centurile s-au format datorită capcanei magnetice a Pămîntului (cîmpul magnetic terestru atrage aceste particule şi le obligă să circule fulgerător de la un pol la celălalt de-a lungul liniilor sale).

Cît despre cercetările în spaţiu mai îndepărtat, efectuate cu ajutorul instrumentaţiei ştiinţifice de pe „Elektron"-2, aici sînt de notat cîteva observaţii importante:

O mare parte din radiaţia cosmică provine din adîncurile spaţiului, în orice caz de dincolo de graniţele spaţiului nostru solar. Pentru aceste radiaţii, cîmpul magnetic terestru şi atmosfera Pămîntului constituie obstacole serioase, care le atenuează, le transformă, le deviază puternic. De aceea, întrucît orbita sondei „Elektron"-2 avea apogeul la periferia cîmpului magnetic terestru, a fost posibilă măsurarea acolo a unei radiaţii mai puţin atenuate, în care scop pe satelit au fost instalate instrumente corespunzătoare de înregistrare a radiaţiilor cosmice.

O altă menţiune se referă la propagarea undelor radio care sosesc în zona planetei noastre venind de la aştri foarte îndepărtaţi. Este cunoscut că ionosferea reflectă undele radio scurte, medii şi lungi, proprietate datorită căreia se realizează legătura radio între staţii situate pe diferite continente. Dar din aceeaşi pricină toate undele mai lungi de 100-150 m nu pot răzbi la suprafaţa Pămîntului (ele se reflectă înapoi) în spaţiu, lovind partea exterioară a oglinzii ionosferice).

Rămîn astfel în afara posibilităților de cercetare însemnate informații despre marele univers.

Pentru a ajuta la ieșirea din acest impas pe „Elektron"-2 s-au prevăzut aparate care au recepționat undele radio provenind de la surse cosmice îndepărtate, emise pe 200-400 m lungimi de undă.

Evident, toate datele furnizate de sistemele de stații științifice „Elektron", ca și informațiile dobîndite de la alți sateliți specializați în studierea radiațiilor, prezintă importanță hotărîtoare pentru progresul navigației spațiale, pentru organizarea ieșirii fără pericol în spațiul interplanetar a navelor pilotate, precum și pentru realizarea de posturi științifice permanente și de asigurare în jurul Pămîntului. La construcția și amenajarea acestora, ca și la stabilirea programului lor de activitate, se ține seama de influența radiațiilor ca principalul agent exterior primejdios.

. Concentrîndu-și eforturile pentru cunoașterea tot mai deplină a acestui agent, specialiștii sovietici au lansat în intervalul 16 iulie 1965-16 noiembrie 1968 patru laboratoare satelit de mare tonaj (12,2 tone de aparate) „Proton" fig.23), echipate cu aparate speciale pentru continuarea cercetării complexe a radiațiilor cosmice. Astfel, cu ajutorul acestor stații științifice plasate pe orbite relativ joase (190/630 km.), s-au întreprins studii asupra radiațiilor emise de Soare, studii privind spectrul energetic și compoziția chimică a radiației cosmice de mare energie (pînă la 100 000 de miliarde de electronvolți), studii asupra interacțiuni nucleare a particulelor cosmice cu energii pînă la 1 000 de miliarde de electronvolți și altele. Spectrul energetic al particulelor cosmice primare în gama de energii de la 10 la 100 000 de miliarde de electronvolți a fost studiat cu o cameră de ionizare specială, unde particulele au interacționat succesiv cu

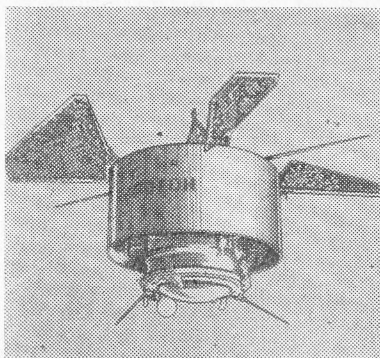


Fig. 23 Satelitul laborator „Proton"

nuclee ale atomilor de fier; electronii de mari energii au fost cercetați cu un spectrometru de tip nou, cu posibilitatea de separare a electronilor de protoni după viteza diferită a acestor particule.

Particulele cu energii foarte înalte pot fi separate numai „filtrînd" razele cosmice prin mai multe blindaje de plumb, care rețin unele particule, iar altora le micșorează energia. În aparatul de înregistrare pătrund numai acestea din urmă.

În general, în stațiile cosmice „Proton" au fost utilizate mijloace și metode de investigație rezultate din practica dobîndită în cercetările terestre de fizică nucleară; de exemplu separarea particulelor elementare după masa lor cu un instrument destinat studierii de laborator a electronilor de energii înalte. Un spectrometru foarte sensibil a fost folosit pentru studierea razelor cosmice cu energii mai mici de 30 miliarde eV; cercetarea radiației electromagnetice de energii înalte (cuante gama) s-a efectuat cu un telescop de tip nou, cu care s-au obținut fotografii ale cerului, dar nu în vizibil, ci în domenii de lungimi de undă de sute de milioane de ori mai mici. „Proton"-4 are 17 tone, dintre care 12 t aparataj științific; a fost plasat pe orbită la 225/495 km.

O atenție deosebită s-a acordat și în S.U.A. problemei cunoașterii amănunțite a radiațiilor cosmice și solare. În acest scop au fost elaborate metode noi de investigație și s-a realizat o tehnică corespunzătoare.

Interesantă este preocuparea semnalată în U.R.S.S., S.U.A. și în alte țări pentru organizarea de servicii regulate de prognoză solară care să funcționeze în strînsă legătură cu serviciile de prevedere a timpului, pornindu-se de la constatarea că starea de radiații afectează adeseori perturbator condițiile atmosferice, telecomunicațiile, navigația aeriană și maritimă și, bineînțeles, explorările spațiale (îndeosebi navigația cosmică).

Mai multe agenții specializate au și început o asemenea activitate de prevedere a stării Soarelui, utilizînd în acest scop atît sateliții artificiali ai Pămîntului, cît și sateliți ai Soarelui, precum și stații și echipamente de sol (telescoape și radiotelescoape). Se urmărește definitivarea unor metode de observare și de analiză pe baza cărora să se poată prevedea erupțiile solare, intensitatea lor, și să se întocmească de cîteva ori pe zi buletine de prognoză solară. La sfîrșitul anului 1967,

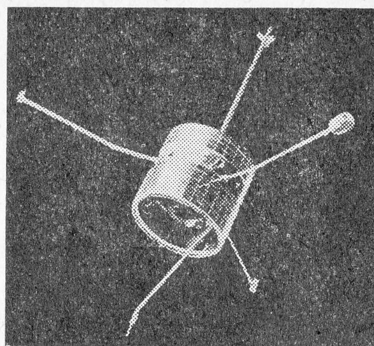


Fig. 24 Sonda interplanetară detector solar „Pionnier"

agenţia ESSA *(Environmental Sciences Service Administration)*, care are propriii săi sateliţii meteo, difuza asemenea buletine de două ori pe zi, în care se rezuma activitatea solară a zilei în curs şi se indicau erupţiile de aşteptat (respectiv fluxurile de protoni generate de dezvoltarea unor pete solare) pentru următoarele 24 de ore.

S-au impus atenţiei în perioada 1966-1969 sondele interplanetare „Pionnier" (fig. 24), care s-au dovedit apte să rezolve bine cerinţele unei astfel de prognoze. Orbitele a două dintre ele („Pionnier"-7 şi 8) sînt exterioare faţă de orbita Pămîntului, iar ale altor două („Pionnier"- 6 şi 9) interioară „Pionnier"-9 a fost scoasă în spaţiu la 8 noiembrie 1968 şi s-a plasat pe orbită la 112 000 000/146 000 000 km) Dispunerea lor este importantă pentru desfăşurarea programului de cercetări. Astfel, în 1968 sondele 6 şi 7 erau aproape diametral opuse în raport cu Soarele, condiţiile de supraveghere a astrului fiind foarte favorabile; fiecare sondă îi priveşte o faţă, iar împreună realizează o observaţie simultană completă a Soarelui, cu posibilitatea de cunoaştere pe Pămînt a stării sale cu cîteva zile mai înainte.

„Pionnier" e un obiect cosmic de mici dimensiuni (corpul său, cilindric, are 94 cm diametru şi 89 cm înălţime) şi masa voit redusă (cîntăreşte 64-79 kg), pentru a se facilita măsurătorile de cîmp magnetic—una dintre principalele investigaţii ale sondei; pe lîngă grija ca obiectul să nu aibă un cîmp propriu mare, specialiştii au luat şi alte precauţii excepţionale în acelaşi scop, ca de exemplu, folosirea în construcţie a materialelor nemagnetice. A fost posibilă astfel măsurarea cîmpului magnetic terestru la depărtări de 5-6 milioane km, unde intensitatea sa este extrem de slabă (ceva mai mare de 0,2 gama, cît măsoară cîmpul magnetic propriu al

sondei la depărtarea de 2 m, unde se află magnetometrul fixat la capătul unei tije).

Staţiile cosmice au dezvăluit adevărata înfăţişare a magnetosferei terestre, scoţînd în evidenţă comprimarea ei puternică în partea dinspre Soare şi lungirea, ca o trenă, în partea opusă (înspre orbita planetei Marte). Astfel, în timp ce către interior, spre Soare, graniţa magnetosferei pare a fi la aproximativ 65 000 km depărtare de Pămînt, în partea opusă se mai simte un cîmp magnetic sensibil chiar la 5-6 milioane km, într-un fel de canal cu diametrul de 250 000 km. Mai departe magnetosfera nu mai are un contur bine delimitat şi are aspectul de vîrtej. Deosebit de interesante sînt în legătură cu aceasta măsurătorile efectuate de sondele interplanetare la trecerea lor prin „trena magnetică" a Pămîntului de partea opusă Soarelui. În perioadele cînd sondele se aflau pe aceeaşi linie cu Pămîntul şi Soarele s-a constatat că detectorii lor de radiaţii au încetat să înregistreze fluxurile de protoni solari (fapt firesc, dacă se ţine seama că sondele erau ecranate, eclipsate de planetă), pe cînd magnetrometrele detectau prezenţa cîmpului magnetic pămîntesc la distanţa apreciabilă menţionată. De mai multe ori s-au semnalat dispariţia şi reapariţia vîntului solar (electroni şi ioni de hidrogen şi de heliu), cercetările indicînd o deplasare a cozii magnetosferei, orientată după liniile curbe după care se deplasează vîntul solar.

Aceste constatări, plus observarea faptului că vîntul solar comprimă trena magnetică şi la un moment dat provoacă desprinderi ale unor porţiuni mari din magnetosferă, au confirmat însemnătatea cu totul remarcabilă pentru ştiinţă (fizica plasmei, teoria magnetismului etc.) a unor asemenea explorări spaţiale. „Pionnier"-7 a scos la iveală şi faptul surprinzător că anumite erupţii de mare intensitate se produc chiar în zone solare aparent calme, astfel încît este de aşteptat ca fluxuri de protoni să atingă totuşi Pămîntul chiar atunci cînd nu se observă de pe acesta pete solare mari. Aceasta a făcut şi mai necesară continuarea investigaţiilor sistematice asupra Soarelui, pentru realizarea unei prognoze de radiaţii cît mai riguroase.

O ultimă menţiune: staţia este continuu stabilizată prin rotaţie (o rotaţie pe secundă în jurul axei sale longitudinale,

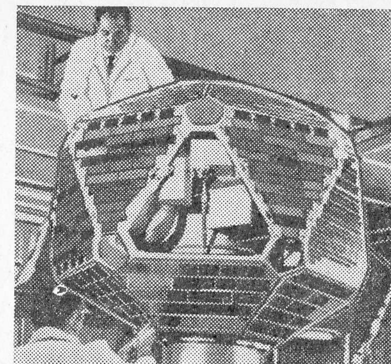
care este astfel menținută perpendiculară pe planul eclipticii, încît întreaga suprafață laterală, ornamentată cu peste 10 000 de celule solare, primește din plin energie de la Soare, pe care o convertește în curent electric. Doi traductori solari plasați în planul de rotație, în extremitățile unui diametru al sondei, asigură prinderea succesivă a Soarelui într-un cîmp de 80 grade. Numai cînd razele solare cad perpendicular pe fața stației — condiție de furnizare a energiei electrice maximale la bord — Soarele este văzut de ambii traductori în cîmpul considerat la fiecare rotație a sondei în jurul axei sale.

De o tehnicitate avansată, stațiile „Pionnier" sînt prevăzute, printre altele, și cu două antene pentru transmiterea datelor cu 5 viteze diferite, o antenă direcțională contrarotativă (care fasciculează undele, dirijîndu-le spre Pămînt, fiind menținută în această direcție prin rotație în sens contrar rotației satelitului) și o antentă omnidirecțională (de cîștig slab, care radiază undele în spațiu în toate direcțiile).

Au fost menționați și sateliții „Vela Hotel" ca sateliți specializați în detectarea de radiații. Aceștia constituie o categorie cu totul aparte de obiecte cosmice, care spre deosebire de sondele prezentate pînă aici, nu mai detectează radiații solare sau cosmice, ci radiații provenite de la explozii nucleare terestre.

Pînă la sfîrșitul anului 1969 au fost scoși în spațiu 10 asemenea sateliți, cîte doi la fiecare lansare. Prin manevre abil conduse, perechea respectivă se plasează pe aceeași orbită circulară foarte îndepărtată (la 110 000 km), cu un decalaj de 180 de grade unul față de celălalt, în așa fel ca „privind" spre Pămînt, să-l cuprindă în întregime în orice moment. Printr-o realizare bine studiată s-a reușit ca prima pereche de sateliți, lansată în octombrie 1963, să fie exploatabilă pînă în vara anului 1967, trei perechi aflîndu-se în funcțiune normală la începutul anului 1968 (ultima pereche a fost scoasă în spațiu în mai 1969).

După datele publicate, sateliții au probat posibilitatea de a detecta și semnala explozii nucleare pe distanța de 10-20 000 000 km și mai mari.


Fig. 25 Satelit detector de explozii nucleare terestre, „Vela Hotel"

În concepția de realizare a tipului de satelit 1967, acesta se prezintă sub înfățișarea din fig.25, avînd 28 fețe poligonale regulate dintre care 26 acoperite cu celule solare; cîntărește (la sol) 330 kg. Este stabilizat prin rotație (120 de rotații pe minut) mișcare întreținută prin jeturi de azot, astfel încît „privește" tot timpul Pămîntul și în același timp menține spre Soare o axă de referință. Dispune de o cantitate de-a dreptul impresionată de aparate de detecție și de analiză (în total 64): 8 detectoare de radiații X, patru detectoare de radiații gama, un detector de neutroni, două detectoare de particule Z, un analizor de radiații X, un spectrometru pentru electroni și protoni, două contoare Geiger, un detector de radiații ultraviolete și detectoare de impulsuri electromagnetice, toate cu caracteristici (bătaie și sensibilitate) îmbunătățite. Perechea lansată în 1969 este constituită din exemplare perfecționate constructiv, care pot primi 256 ordine și au o memorie de mare capacitate (260 000 biți).

Odată cu lansarea cuplului „Vela"-7 și 8 în aprilie 1967, au mai fost scoși în spațiu încă trei sateliți detectori de radiații, echipați în mod corespunzător pentru măsurători ale nivelului de radiații în cosmos la înălțimea orbitei (8 600/101 600 km). Doi dintre aceștia aparțin unei serii foarte numeroase de sateliți specializați în acest domeniu, simbolizați OV, a căror utilizare a început în octombrie 1965 și care la 17 martie 1969 totaliza 10 exemplare pe orbită. Sînt sateliți mici (70-130 kg), care se lansează în spațiu cîte 2-3 cu aceeași rachetă purtătoare și se plasează pe orbite foarte diferite, unele circulare joase (650/770 km), altele eliptice mijlocii (350/5 700 km), iar altele de mare excentricitate, ca cele ale sateliților menționați.

OBSERVATOR ASTRONOMIC ORBITAL

Arătam mai înainte unele posibilităţi oferite de tehnica spaţială pentru studierea emisiilor de unde din adîncurile galaxiei. Aceste posibilităţi au făcut să sporească interesul astronomilor pentru astronautică, au determinat preocuparea pentru transferarea în cosmos a unei părţi din instrumentaţia ştiinţifică de observare a cerului, a unor telescoape şi a unor aparate utilizate frecvent în observatoarele terestre. Se are în vedere că scoaterea în spaţiu dincolo de atmosfera opacă (care nu lasă să treacă decît radiaţiile cu lungimi de undă mai mici decît 4 000Å sau mai mari de 8 000Å, adică spectrul vizibil) lărgeşte considerabil cîmpul de cercetare a universului, în special prin observaţii în ultraviolet şi gama.

Sateliţii „Explorer" şi Proton", operînd astfel, au dezvăluit feţe puţin cunoscute ale stelelor îndepărtate, impulsionînd considerabil noua astronomie. Se insistă asupra studierii cerului în ultraviolet, deoarece aceasta este o emisie intensă a Soarelui, absorbită aproape în totalitate de straturile de ozon atmosferic, deci o radiaţie care nu pătrunde mai jos de 50 km. Iar în ceea ce priveşte radiaţia gama emisă de stele, este avantajoasă studierea ei şi prin faptul că, propagîndu-se în linie dreaptă şi nefiind deviată de cîmpurile magnetice — cum se întîmplă cu o altă parte a emisiilor stelare constituită din nuclee atomice —, această radiaţie poziţionează destul de precis în spaţiu sursa care a generat-o dînd şi unele indicaţii asupra stării acesteia.

Pentru cercetări sistematice de interes astronomic a fost conceput un satelit automat specializat, simbolizat OAO *(Orbiting Astronomical Observatory)*, din care un exemplar a fost plasat pe orbită circulară (la 800 km) în martie 1965, fără a putea fi însă exploatabil, în urma unei pane de curent (costul lansării: 50 000 000 de dolari!). Pe satelitul în cauză

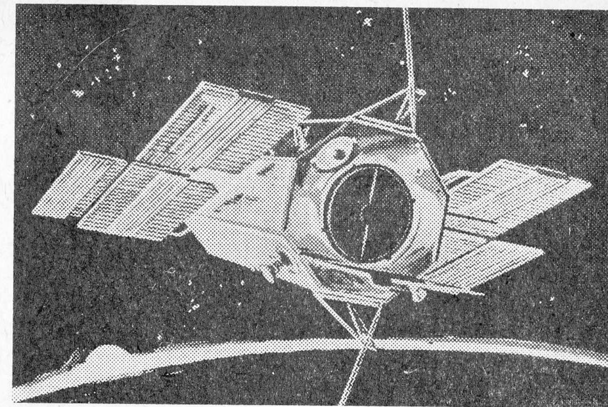


Fig. 26 Satelitul O.A.O. — observator ştiinţific orbital pentru cercetări de astronomie

în greutate de 1653 kg (dintre care 454 kg de aparate), au fost amplasate mai multe telescoape în ultraviolet, două detectoare de radiaţii gama (unul pentru radiaţii slabe) şi un detector de radiaţii X, prevăzîndu-se experienţe corespunzătoare.

Pe modelele ulterioare (OAO-2 a fost plasat pe orbită la 7 decembrie 1968) s-au prevăzut telescoape cu deschiderea de 914 sau 813 mm, radiometre, circuite de televiziune în ultraviolet şi alte aparate şi instalaţii; OAO-2 are 2 006 kg şi evoluează pe o orbită circulară la 770 km. Deosebit de important pentru asigurarea unei funcţionări pe deplin corespunzătoare şi o exploatare eficientă a satelitului astronomic este ca acesta să poată fi orientat şi stabilizat cu un grad înalt de precizie. În cazul

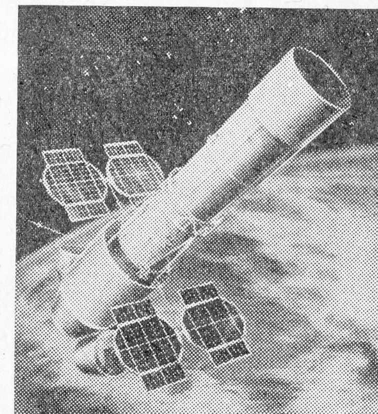


Fig. 27. Telescop orbital deservit de astronauţi (proiect)

lui OAO aceasta se realizează printr-un agregat special alcătuit din ajutaje reactive cu gaze reci, magnetometre sesizoare și un mic calculator electric pentru optimizarea operațiilor, astfel ca stabilizarea să se facă perfect și cu cel mai mic consum de substanță posibil.

Foarte interesant este bilanțul primului an de existență activă în cosmos a satelitului OAO-2: În perioada respectivă au fost obținute circa 6 000 clișee 2270 de „zone cerești; pe care au fost reperate... 17 000 de stele (!).

Din analiza rezultatelor cercetărilor efectuate s-au desprins concluzii științifice de excepțională însemnătate științifică. De pildă, s-a descoperit că anumite galaxii sînt mai îndepărtate decît se presupunea sau că unele stele sînt fie mai calde, fie mai reci decît se considerase mai înainte, deci au o altă vîrstă decît le fusese atribuită.

Proiecte ca cel din figura 27 prevăd plasarea, în viitor, pe orbite în jurul planetei și pe Lună (deci în vid și pe un corp cu gravitație redusă) a unor telescoape mari, deservite de 2—3 specialiști. Telescopul orbital astfel conceput este apreciat ca util și posibil de realizat în etapa construcțiilor circumterestre permanente, a stațiilor locuite, respectiv către 1972—1975.

De menționat că asemenea proiecte precizează chiar amănunte de calcul și de construcție, fiind considerate practic realizabile la nivelul actual al industriei spațiale.

SATELITUL, DETECTOR DE MICROMETEORIȚI

În general, în schema de utilare cu aparataj științific și cu instrumente de măsură a sateliților automați se prevăd și detectoare și instalații pentru înregistrarea ciocnirilor micrometeoritice. A fost realizat însă un tip de satelit specializat în măsurători de acest fel, denumit „Pegasus" (fig. 28), al cărui echipament de bord și întreaga organizare au fost proiectate tocmai în ideea studierii mai minuțioase a repartiției substanței micrometeoritice în straturile superioare ale atmosferei, la nivelul obișnuit al navigației orbitale (500—750 km). Scopul imediat al acestor sondaje este de a se obține informații cît mai exacte asupra pericolului real pe care-l prezintă micrometeoriții pentru construcțiile cosmice, și îndeosebi pentru navele orbitale pilotate care rămîn în spațiu un timp mai îndelungat.

Pe baza informațiilor dobîndite s-au și întreprins măsuri în vederea îmbunătățirii unor structuri utilizate, prin folosirea în cadrul acestora a celor mai potrivite materiale. Datele obținute au servit de asemenea la îmbunătățirea unor

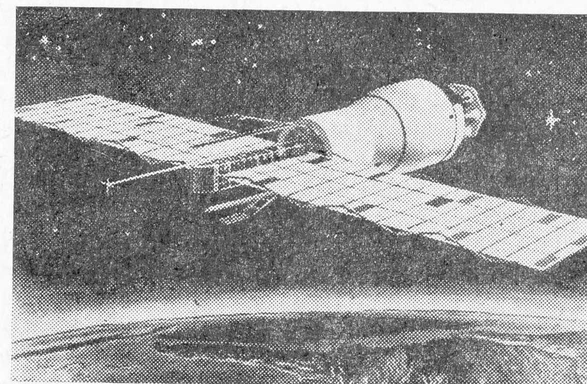


Fig. 28 Satelitul detector de micrometeoriți „Pegasus"

soluţii privind realizarea panourilor cu baterii solare şi a diferitelor elemente periferice ale sistemelor electronice de bord, expuse direct ciocnirilor micrometeoritice şi eroziunii cosmice (praful cosmic schimbă starea suprafeţei obiectelor cosmice iar micrometeoriţii produc aşchieri sau mici „cratere" în învelişul satelitului).

„Pegasus" este un fel de planor cosmic, constituit din corpul ultimei trepte a rachetei purtătoare („Saturn„-1), ca fuzelaj, şi dintr-o aripă mare (anvergura 30 m, lăţimea 4,3 m). În total cîntăreşte la sol 10,5 tone. Aripa fiind alcătuită din mai multe panouri mari articulate, se împachetează la lansare, pliindu-se ca o armonică. Planurile ei se depliază în cosmos după satelizarea rachetei.

Fiecare panou este constituit din mai multe cadre cu plăci (208 în total) din materiale diferite, care sînt expuse ciocnirilor micrometeoritice din momentul plasării satelitului pe orbită pînă la încetarea existenţei sale. În februarie, martie şi iulie 1965 au fost scoşi în spaţiu trei sateliţi „Pegasus", contîndu-se pe o durată activă a aparatajului lor de bord de 14 luni; întrecînd cele mai optimiste aşteptări, toţi trei sateliţii la începutul anului 1969 continuau să transmită date, înregistrîndu-se pînă atunci circa 2 500 de ciocniri micrometeoritice (exemplarul nr. 3 a ars la 4 august 1969, reintrînd în atmosfera densă). Plăcile respective sînt alcătuite fiecare din cîte trei straturi de materiale, şi anume o tablă de aluminiu, apoi un material plastic şi iar un strat metalic (o foaie de cupru). Straturile metalice formează de fapt armăturile unui condensator, alimentat sub tensiunea de 40 de volţi. Cînd o placă este lovită de un micrometeorit, acesta din urmă, avînd o energie de ciocnire foarte mare, provoacă volatilizarea materialului în punctul de ciocnire; pentru un timp scurt, de aproximativ 3 milisecunde, gazul ionizat astfel apărut stabileşte contactul electric între armături şi provoacă deci un curent de descărcare. În acest mod se semnalează străpungerea oricăreia dintre cele 208 plăci menţionate, existînd posibilitatea înregistrării nu numai a ciocnirii, dar şi a celor mai importanţi parametri de conjunctură şi specificaţie: cînd anume s-a produs ciocnirea, poziţia şi atitudinea satelitului în acel moment, temperatura învelişului înainte şi după ciocnire, care panou a fost lovit, intensitatea forţei de percuţie etc.; în total se asociază

178 de parametri fiecărui eveniment, ceea ce poate sugera minuţiozitatea cercetării.

Pe unele cadre ale aripii lui „Pegasus"-3 au fost fixate 48 de plăci detaşabile, care urmau să fie readuse pe Pămînt pentru examinare atentă, prevăzîndu-se aceasta în programul uneia din lansările de nave pilotate. O asemenea acţiune s-a mai întreprins, repetat, cu ocazia unor lansări de nave „Gemini", cînd secundul, ieşind din cabină direct în spaţiu, a abordat o rachetă-ţintă „Agena", lansată cu 4 luni mai înainte şi aflată în apropierea navei, şi a desprins de pe învelişul acesteia plăci din diferite materiale expuse micrometeoriţilor.

Este un exemplu interesant de utilizare a tehnicii spaţiale ca staţii-pilot pentru încercări de durată ale unor materiale.

Rezultatele s-au concretizat în soluţii mai economicoase şi mai eficiente în proiectarea şi în realizarea obiectelor spaţiale. Un efect important al acestor cercetări, asociat efectului cunoaşterii mai complete a acţiunii radiaţiilor cosmice asupra materialelor expuse, este prelungirea pînă la dublare a vieţii active a sateliţilor automaţi, ceea ce se traduce prin micşorarea la jumătate a costului fiecărei informaţii dobîndite de la sateliţii consideraţi.

Sateliţii „Pegasus" au fost utilizaţi şi pentru efectuarea de măsurători secundare concomitente, asupra radiaţiilor din partea inferioară a primei centuri de radiaţii (care în regiunea Atlanticului de nord coboară pînă la 500 km), pentru studierea albedoului, pentru determinarea unor constante solare, precum şi pentru unele verificări de însemnătate tehnologică, ca, de exemplu, studiul sistemului de control termic al satelitului, verificarea comportării unor mecanisme giroscopice şi altele. Ca o realizare ieşită din comun se menţionează că, în cadrul experienţelor organizate pentru determinarea vitezei de degradare a unor mostre de înveliş al obiectelor cosmice, s-a constatat că anumite materiale suferă instantaneu o degradare avansată, sub forma unei eroziuni în proporţie de 30%, în condiţiile vidului cosmic. S-a ţinut seama de aceasta la alegerea materialelor pentru confecţionarea învelişului navelor pilotate şi al diferitelor altor obiecte cosmice.

SATELITUL BIOLOGIC

La numai o lună după lansarea primului sputnic, așa cum se știe, o altă rachetă sovietică a scos în spațiu un obiect cosmic de dimensiuni și greutate (508 kg) surprinzător de mari la acea dată și cu organizarea adecvată găzduirii la bord a unui animal. Era primul satelit automat biologic, destinat studierii comportării organismului animal în condițiile specifice zborului cu racheta și în spațiul cosmic. După ce a suportat bine suprasolicitările din etapa zborului propulsat, animalul de experiență — cățelușa „Laika" — s-a acomodat destul de repede stării de imponderabilitate, care a survenit în momentul încetării funcționării motoarelor, încurajînd astfel ideea organizării în timpul cel mai scurt a lansării de nave pilotate în care omul însuși să călătorească în spațiu. Totodată, metoda utilizării vehiculelor experimentale automate pentru cercetarea aspectelor celor mai importante ale biologiei, fiziologiei și medicinii spațiale se dovedea promițătoare, astfel încît ulterior, după ce s-a mai acumulat experiență în activitățile cosmice, în august 1960 s-a încercat și s-a reușit să se facă un pas hotărîtor în pregătirea ieșirii omului în cosmos. Din U.R.S.S. a fost lansată atunci în spațiu o navă automată avînd doi cîini la bord: Strelka și Belka. După un zbor orbital de 24 ore, nava a fost readusă intactă pe Pămînt cu animalele nevătămate. Examinate ulterior timp îndelungat în laboratoare specializate, animalele au arătat că efectele stărilor proprii zborului cosmic de scurtă durată nu se resimt dăunător după aceea nici în comportarea subiectului experimentat și nici a descendenților săi.

Mai multe alte zboruri ale altor nave-satelit cu animale de experiență la bord au urmat succesului din august, confirmîndu-se în primul rînd eficiența soluțiilor de asigurare tehnică a navigației orbitale (plasare sigură pe orbită, orientare și stabilizare, acționare prin sistem de telecomandă

radio a motoarelor retrorachetă la scoaterea navei din orbită și realizarea traiectoriei de revenire predeterminate, inclusiv aterizarea nedistructivă a obiectului). În al doilea rînd, se demonstra pe deplin posibilă și o asigurare tehnică-biologică a navelor respective (sisteme de asigurare vitală: regenerarea atmosferei în condițiile stării de imponderabilitate, termoreglare, protecția împotriva radiațiilor, hrănirea și adăparea animalelor în împrejurarea specifică menționată).

Atît experiențele sovietice, cît și cele americane, precum și o serie de experiențe efectuate cu rachete geofizice de către specialiștii francezi, au furnizat constructorilor de tehnică spațială și medicilor specialiști datele elementare necesare fundamentării biologiei, fiziologiei și medicinii cosmice. Rezultatele sovietice au fost exploatate oportun la pregătirea primului zbor cosmic al omului și al celor care i-au urmat.

Cu toate progresele obținute în navigația cosmică, la dezvoltarea acesteia mai sînt și vor mai fi mereu necesare noi și noi investigații asupra acțiunii factorilor cosmici specifici. S-a intensificat această prevedere în perioada 1966—1968, cînd astronautica și-a clarificat posibilitățile de abordare a unor sarcini noi, ca zborul spre Lună al navelor pilotate și navigația orbitală îndelungată la bordul unor vehicule-satelit dezvoltate (stații locuite). Pentru cunoașterea îndeosebi a efectelor combinate ale stării de imponderabilitate prelungite și radiațiilor intense asupra echipajelor și personalului stațiilor orbitale, au fost lansate în spațiu noi tipuri de sateliți biologici, considerați din generația a doua, dintre care sînt reprezentativi pentru etapa respectivă satelitul sovietic „Cosmos"-110 și sateliții americani „Bios".

„Cosmos"-110 s-a impus atenției prin performanțele atinse: la bordul satelitului au zburat în cosmos timp de 22 de zile doi cîini („Ugoliok" și „Veterok"), precum și un mare număr de obiecte biologice diferite. Orbita adoptată, avînd apogeul la înălțimea de 900 km, a determinat trecerea vehiculului de 330 ori succesiv prin partea inferioară a primei centuri de radiații, acest fapt îngăduind efectuarea unui program de experiențe cuprinzător. A fost cercetat cu atenție modul cum se atenuează radiația cosmică atunci cînd i se pun în cale blindaje (învelișuri de nave) din materiale diferite și de grosimi diferite și, în legătură directă cu aceasta, s-au studiat

procesele de formare a particulelor secundare în materialele respective.

Pentru măsurarea dozei de radiații s-au folosit dozimetre de integrare (dozimetre cu efect de termoluminescență și fotodozimetre), iar pentru determinarea stării de iradiere, fotoemulsii nucleare. Unele dozimetre au fost dispuse în diverse puncte ale cabinei, iar altele au fost fixate pe corpul animalelor de experiență. S-a putut constata pe această cale eficacitatea protecției antiradiații asigurate din învelișul cabinei. În total au fost amplasate pe satelit 300 de dozimetre și 10 blocuri de emulsie.

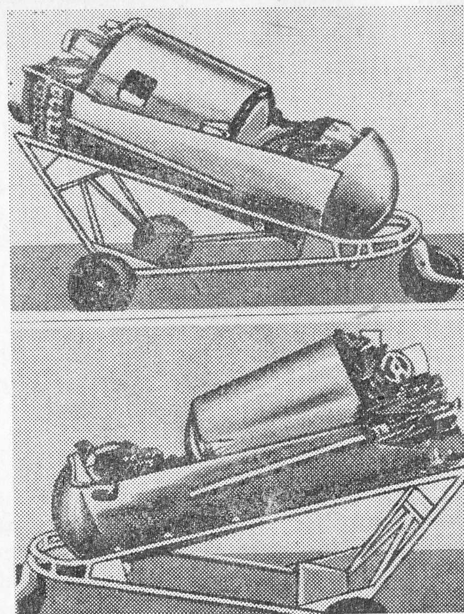


Fig. 29 Navă satelit sovietică recuperabilă, cu animale de experiență la bord

Cu ocazia zborului au fost efectuate cercetări și observații de radiobiologie, ca, de exemplu, studierea reacțiilor organismului cîinilor la acțiunea combinată a protonilor din centura inferioară de radiații și a altor factori specifici — în principal imponderabilitatea. S-au verificat de asemenea unele mijloace farmacologice noi de protecție antiradiații, tot în ideea folosirii lor ulterioare pentru asigurarea medicală a zborurilor cosmice ale echipajelor de astronauți.

Concluziile desprinse din analiza rezultatelor obținute au servit specialiștilor la îmbunătățirea mijloacelor și a metodelor de asigurare tehnică-biologică a navigației orbitale și neorbitale de durată.

La 14 decembrie 1966 a fost plasat pe orbită satelitul automat biologic american „Bios"-1 (fig. 29), un obiect cosmic de 450 kg, compus dintr-o capsulă recuperabilă, un

mic modul de reintrare (cu retrorachete și buclă termică) și un corp adaptor care rămîne pe orbită (conține elemente care nu mai sînt utile în timpul manevrei de reintrare). În capsula recuperabilă au fost amplasate în spații izolate diverse obiecte biologice, ca insecte și bacterii, celule de țesut uman, apoi mai multe soiuri de plante și de semințe, toate menite să evidențieze comportarea elementelor de structuri organice la acțiunea complementară a radiațiilor cosmice și stării de imponderabilitate.

Pentru a se crea un cîmp de radiații intens, echivalent cu acțiunea prelungită a radiațiilor asupra probelor biologice, în capsulă a fost fixată o pastilă de stronțiu-85, care este sursă de radiații gama. S-a ales acest izotop radioactiv al stronțiului pentru că emite radiații intense penetrante (cu energia de 513 kiloelectronvolți), dar „se descarcă" foarte repede (are perioada de înjumătățire — timpul în care intensitatea radiației sale scade la jumătate — de numai 65 zile, față de stronțiul-90, de exemplu, a cărui perioadă este de 25 de ani). Izotopul radioactiv utilizat nu prezintă deci pericol de infectare radioactivă a spațiului în eventualitatea eșecului la recuperare și, cum s-a arătat, are masa mică, foarte convenabilă pentru organizarea experienței cosmice. Eșantioanele biologice au fost așezate în jurul sursei la diferite distanțe și la adăpostul diferitelor blindaje, pentru a se obține o imagine cît mai cuprinzătoare a fenomenelor studiate. (Cît despre izotopul 90 al stronțiului, și acesta și-a găsit utilizări în tehnica spațială, dar, întrucît emite radiații beta, el este o sursă ideală pentru generatoare izotopice de curent electric, în care calitate se și folosește în cadrul instalației SNAP; electronii pe care-i emite sînt opriți de un blindaj subțire, energia lor transformîndu-se în căldură; mai departe un termocuplu produce curent.)

Satelitul „Bios" este deci un mic laborator de biologie pentru cercetarea deopotrivă a structurilor macroscopice și microscopice sub influența simultană a celor doi factori importanți menționați.

Programul prevede șase lansări, și anume două cu recuperarea capsulei după 3 zile de zbor orbital, alte două cu durata zborului orbital de 30 de zile, iar ultimele două (prevăzute pentru anul 1969) cu rămînere în spațiu a obiectului cosmic timp de 21 de zile. Cu „Bios"-3 și 4 se

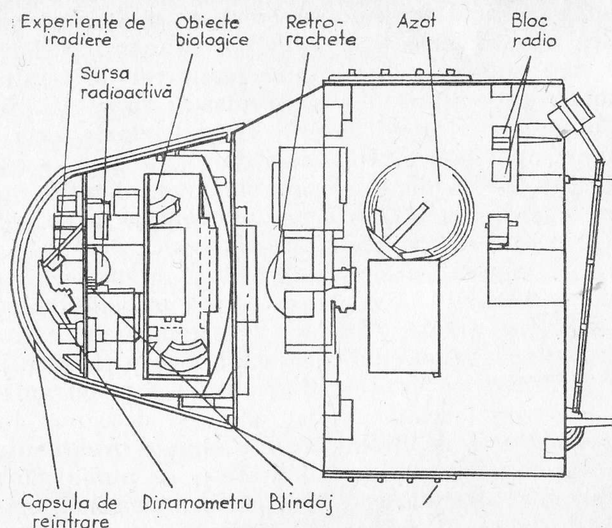


Fig. 30 Satelitul „Bios"

studiază efectul imponderabilității asupra sistemului nervos, cardiovascular, precum și metabolismul unei maimuțe, iar cu ultimele două exemplare ale seriei se preconizează o experiență privind cercetarea influenței zborului cosmic de durată asupra ritmurilor biologice ale unor animale. La 26 iunie 1969 a fost plasat pe orbită un asemenea aparat spațial, „Biossatellite"-D, avînd la bord o maimuță; se intenționa ca aceasta să zboare în cosmos 30 de zile, dar, din cauza înrăutățirii stării sănătății animalului, experiența a trebuit să fie întreruptă la 7 iulie. După 10 ore de la recuperare, maimuța a murit.

Se plănuiește ca o cabină „Apollo" să transporte în spațiu și să largheze pe orbită un container special amenajat în care să fie găzduite și asigurate complet, tehnic și biologic, pentru 6 luni două maimuțe. Readucerea lor pe Pămînt se va face prin mijlocirea unei alte nave „Apollo". Experiența prezintă, desigur, însemnătate cu totul deosebită pentru clarificarea unor probleme încă controversate ale efectelor complementare specificate (imponderabilitate și radiații).

Experiența „Bios"-2, efectuată la sfîrșitul anului 1967, a arătat că după 5 săptămîni de la recuperare eșantioanele biologice, care petrecuseră în spațiu 45 de ore pe o orbită de 320 km depărtare de Pămînt, prezentau modificări sensibile. Astfel s-au constatat modificări genetice la insecte (o viespe femelă a devenit mai fecundă și a trăit mai mult decît martorul rămas la sol; ouăle de broască au fost distruse de radiații; muștele au prezentat și ele modificări genetice importante). Se examinează în continuare progeniturile pentru completarea studiilor cu aspecte asupra persistenței modificărilor biologice transmise ereditar.

Întrucît s-a observat că bacteriile experimentate s-au reprodus într-un ritm superior cu 20—30% față de martori, s-a readus în discuție problema gravitației „sintetice" (întreținute) la bordul navelor pilotate care rămîn mai mult timp în cosmos, pentru a se evita înmulțirea rapidă periculoasă a celulelor, în special a celor embrionare.

Interesant că plantele duse în cosmos s-au dezvoltat în două zile cît plantele-martor în trei, de unde o atenție deosebită pentru eventuale utilizări viitoare dirijate a proceselor respective.

SATELIŢI PENTRU TELECOMUNICAŢII

Sateliţii de telecomunicaţii încep să reprezinte chiar de pe acum o tehnică integrată definitiv în activităţile umane, o tehnică fără de care nu este de conceput progresul în domeniul considerat. Şi aceasta datorită oportunităţii cu care s-au oferit mijloacele respective să rezolve cerinţa insistentă, stringentă a creşterii traficului telefonic, radio şi televiziune, îndeosebi pe liniile intercontinentale şi mai ales peste Atlantic (actualmente legăturile telefonice dintre Europa şi America de Nord reprezintă 80% din traficul telefonic mondial). De la 8 000 000 de convorbiri telefonice transatlantice în 1965, se apreciază că se va ajunge la 100 000 000 în 1980, aceasta reclamînd măsuri radicale pentru mărirea substanţială a capacităţii de trafic. Or, tocmai o asemenea măsură radicală o constituie utilizarea sateliţilor artificiali ai Pămîntului pentru mijlocirea legăturilor radiotelefonice la mari distanţe. Un singur satelit poate satisface mult mai bine traficul telefonic intercontinental decît toate cablurile transatlantice actuale, a căror capacitate de transmitere este de 423 de căi telefonice şi care se realizează la un preţ de cost foarte ridicat.

O altă formă importantă de telecomunicaţii a cărei dezvoltare rapidă a solicitat soluţii tehnice noi este televiziunea. Folosirea undelor centimetrice în instalaţiile de radioreleu şi constituirea de vaste şi ramificate reţele cu asemenea posturi pe întinse teritorii au asigurat posibilitatea organizării pe scară internaţională a schimbului de programe de televiziune, şi aici ivindu-se însă mari dificultăţi în extinderea traficului la nivel intercontinental. Aceasta întrucît, potrivit practicii curente, releele de televiziune presupun instalarea antenelor în puncte cît mai înalte (minimum 60 metri în teren descoperit) şi la o distanţă de minimum 50 km una de alta, încît rămîn neacoperite multe regiuni greu accesibile sau inaccesibile şi, bineînţeles, cele separate de mari întinderi de apă.

Deşi sateliţii de telecomunicaţii, ca sateliţi specializaţi, se găsesc încă în etapa de început, progresele rapide înregistrate în construcţia şi perfecţionarea lor, precum şi în stabilirea modalităţilor celor mai avantajoase de întrebuinţare a noii tehnici, au determinat trecerea rapidă la variante îmbunătăţite, aşa că pînă în prezent au fost parcurse principalele cicluri experimentale obligatorii.

După modalităţile de exploatare a acestor sateliţi, cei utilizaţi în telecomunicaţii pot fi de tip pasiv şi de tip activ. Aceştia din urmă, la rîndul lor, se subdivid în două grupe:

— sateliţi cu retransmitere întîrziată (cu memorie);
— sateliţi cu retransmitere instantanee.

Sateliţii de tip pasiv servesc ca obiecte (corpuri) spaţiale reflectante pentru undele electromagnetice de o anumită frecvenţă. Fiind situaţi la înălţimi apreciabile (de regulă la peste 1 500 km), în anumite perioade — în funcţie de caracterul orbitei — ei sînt radiovizibili din staţii îndepărtate. În asemenea momente, suprafaţa reflectantă considerată (învelişul satelitului) este folosită, ca şi ionosfera pentru undele decametrice, pentru retransmiterea de semnale între staţiile respective.

Satelitul pasiv poate fi realizat în forme variate, urmărindu-se constituirea în spaţiu a unei suprafeţe radio-reflectante cît mai mari posibil. Pentru aceasta se recurge la structuri pliante alcătuite din corpuri elastice, sferice, lenticulare sau poliedrice, care se scot pe orbită într-un container, se expulzează apoi din acesta şi capătă prin umflare ulterioară forma dorită. Cei mai avantajoşi sînt sateliţii sferici, întrucît oferă o suprafaţă reflectantă maximă (constantă) fără să necesite pentru aceasta măsuri de orientare-stabilizare, cum pretind, de exemplu, corpurile lenticulare.

Un satelit pasiv de telecomunicaţii binecunoscut este „Echo", un balon sferic cu diametrul de 30 m („Echo"-1, 12 august 1960) sau de 42 m („Echo"-2, 15 iulie 1962). În scopul îmbunătăţirii calităţii suprafeţei reflectante, pe învelişul satelitului confecţionat din material plastic (grosimea 12 microni) a fost depus prin evaporare un strat fin de aluminiu. Umflarea balonului pe orbită (1 524/1 684 km) s-a făcut prin sublimarea unor pulberi cu presiune joasă de vaporizare (acid benzoic şi antrachinonă).

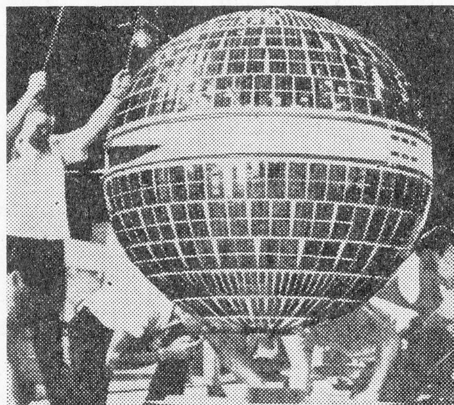
Cu „Echo"-1 au fost efectuate primele experienţe de telecomunicaţii bilaterale prin intermediul unui obiect cosmic

reflectant. S-au stabilit legături între stații de pe coasta estică și vestică ale Statelor Unite. Pe sensul est-vest a fost utilizată frecvența de 960 MHz, iar pe sensul opus, de 2 390 MHz. Satelitul era vizibil simultan din două stații extreme timp de 15 minute, aceasta fiind și durata maximă a legăturii între corespondenții respectivi.

Cu „Echo"-2, în baza unui acord de colaborare sovieto-american, au fost încercate primele transmisii de radiosemnale prin satelit între stații mai îndepărtate. S-a reușit să se transmită pe această cale, de exemplu, fotografii de la observatorul astronomic sovietic Zimenski la observatorul englez Jodrell Bank.

Sateliții de tip pasiv oferă unele avantaje în întrebuințare, în primul rînd datorită simplității construcției (nu dispun de nici un fel de echipament radioelectronic la bord, deci pot fi exploatați ani în șir; „Echo"-1 a reintrat în straturile dense de aer la 2 aprilie 1968). Cu toate acestea, soluția a fost aproape definitiv abandonată, din cauza cerințelor de putere la emisie, care se pun chiar în cazul sateliților plasați pe orbite joase.

Mai de perspectivă sînt sateliții de tip activ, a căror reprezentanță de început au constituit-o sateliții cu retransmitere întîrziată „Score" și „Courrier". Cea dintîi demonstrație a posibilității de retransmitere printr-o stație automată spațială (amplasată la bordul unui satelit) a semnalelor de radiocomunicații a avut loc la 18 decembrie 1959; pentru demonstrație a fost folosit satelitul experimental „Score".


Fig. 31 Satelitul „Courrier"

Odată verificată în practică această posibilitate, i-a rămas succesorului său, satelitul „Courrier" (fig. 31), sarcina să furnizeze detalii asupra comportării tehnicii utilizate și condițiilor specifice de propagare a undelor în

spațiul cosmic. Satelitul, lansat la 4 octombrie 1960, nu a putut fi utilizat decît timp de 17 zile, din pricina unei defecțiuni ivite la bord. În principal, echipamentul radioelectric pin satelit a constat dintr-o radiobaliză, care funcționa pe frecvența de 108 MHz, un radioemițător și o instalație de înregistrare magnetică.

La apropierea de o stație de sol, satelitul se anunța prin radiobaliză. I se determinau coordonatele de poziție cu ajutorul unui radiogoniometru, iar apoi, pe baza acestor coordonate, operatorul de la antena de recepție executa manevra de căutare, prindere și urmărire a satelitului. Urmau transmiterea comenzii (semnale pe frecvența de 150 MHz) de conectare a radioreceptorului și a emițătorului de bord, care lucrau în gama de unde decimetrice, închiderea radioemițătorului de balizare și punerea în funcțiune a emițătorului radiotelemetric de mare putere pe frecvența de 108 MHz. Îndată după aceasta, antena stației de sol trecea în regim de însoțire automată a satelitului pe frecvența de 1 700—1 800 MHz.

Legătura de radiocomunicații cu satelitul presupunea, în esență, transmiterea comenzii pentru descărcarea memoriei acestuia, respectiv obținerea informațiilor înregistrate la bord pe bandă magnetică adresate stației considerate. Operația dura 4 minute, timp în care putea fi comandată și executată și înregistrarea la bord a informațiilor adresate unui alt corespondent spre care se îndrepta satelitul. Mesajele astfel transmise erau codificate, iar procesul de înregistrare și de redare simultană a informațiilor (de utilizare a celor patru instalații cu această destinație disponibile pe satelit) putea fi repetat cîtă vreme se mențineau condițiile de radiovizibilitate directă a satelitului din stație; odată terminată transmisia, mai înainte ca satelitul să fi ieșit din cîmpul de observare al stației, i se trimitea un semnal de comandă pentru deconectarea aparatelor radioelectronice utilizate și repunerea în funcțiune a radiofarului (balizei). Dacă această comandă, dintr-un motiv sau altul, nu putea fi dată, radiobaliza se conecta automat după 20 de secunde de la scoaterea din circuit a aparaturii radioelectrice principale. Ca surse de curent, pe satelit au fost prevăzute 19 152 de celule fotovoltaice fixate pe înveliș și baterii chimice cadmiu-nichel, furnizînd în total o putere de 60 W.

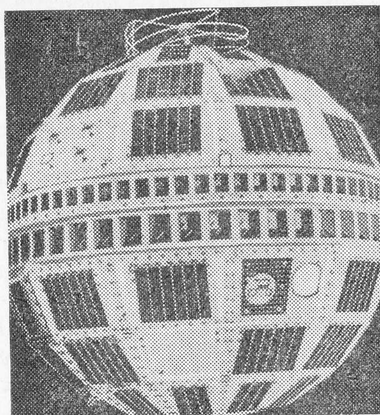


Fig. 32 Satelitul „Telstar"

În general, retransmiterea întîrziată a datelor reprezintă o soluție dezavantajoasă, mai ales că uneori această întîrziere în informare poate ajunge la 12 ore, un interval de timp mult prea mare în condițiile actuale, cînd oportunitatea transmiterii informațiilor este reclamată în foarte multe sectoare de activitate. De aceea forma menționată se consideră depășită, atenția îndreptîndu-se spre perfecționarea unor sateliți de defilare cu retransmitere instantanee și, în mod cu totul deosebit, spre îmbunătățirea construcției și practicii de exploatare a sateliților activi de tip staționar.

În figurile 32 și 33 sînt prezentați sateliții cunoscuți „Telstar" și „Relay", ambii sateliți experimentali de tip activ, cu retranslație directă instantanee, care au fost utilizați în rețeaua de telecomunicații americană ca stații automate plasate pe orbite eliptice mijlocii.

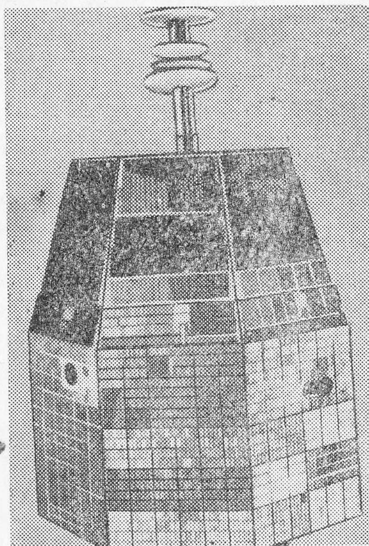


Fig. 33 Satelitul „Relay"

Primul „Telstar", destinat stabilirii de radiolegături „via cosmos" între Europa și America, a fost plasat pe orbită (950/5 600 km, 44° 50′ înclinare) la 10 iulie 1962. În aceeași zi, prin intermediul său au fost transmise primele imagini de televiziune din Statele

Unite în Europa, iar a doua zi din Anglia în S.U.A. Satelitul avea formă sferică, cu diametrul de 86 cm și greutatea de 77 kg. Dispunea la bord de două radiobalize (una de unde metrice, cu frecvența de 136,05 MHz, folosită și în instalația de telemăsură, iar cealaltă de unde centimetrice, cu frecvența de 4 079,73 MHz), un bloc de emisie-recepție și trei antene (două de unde centimetrice, una pentru emisie, cealaltă pentru recepție, dispuse pe brîul ecuatorial, iar a treia, de unde metrice, de formă spirală, amplasată în exterior, pe calota superioară a satelitului).

Satelitul putea transmite un program de televiziune sau 12 căi telefonice bilaterale ori 600 de căi telefonice unilaterale. Întrucît s-a presupus că încetarea funcționării satelitului „Telstar"-1 s-ar fi datorat acțiunii radiației cosmice asupra echipamentului radioelectronic de bord, pe următorul exemplar al seriei s-au folosit elemente tranzistorizate reproiectate, rezistente la radiații.

Satelitul „Relay" (78,2 kg, 82 cm lungime) a fost lansat în premieră la 13 decembrie 1962, înscriindu-se de asemenea pe o orbită eliptică mijlocie (1 320/7 440 km), avînd înclinarea de 47° 53′. Același program ca și „Telstar" și aceeași modalitate principală de realizare a retranslației active instantanee a semnalelor radio, cu utilizarea acelorași stații de sol, numai că emisia acestora din urmă nu se mai făcea pe frecvența de 6 390 MHz, ci pe o frecvență mai mică, și anume de 1 725 MHz.

În ultimii ani a fost larg dezvoltată calea de progres în telecomunicații sugerată de satelitul de tip staționar plasat pe orbită sincronă. Se dă curs, de fapt, ideii de realizare a radiolegăturilor globale prin mijlocirea a trei asemenea sateliți, decalați la 120° unul față de altul, evoluînd pe aceeași orbită circulară ecuatorială la înălțimea de 35 810 km și care ar urma să fie echipați în mod corespunzător pentru a putea comunica nu numai cu stațiile de sol, ci și unul cu celălalt, ca autentice relee în cosmos. În felul acesta, un program de televiziune transmis satelitului dintr-o stație aflată în cîmpul său de vedere directă va putea fi recepționat pretutindeni pe glob, fiind transmis de satelitul respectiv și spre ceilalți doi sateliți din rețea, care, la rîndul lor, retransmit programul spre stațiile din cîmpul lor de observare.

Un mare avantaj al satelitului de tip staționar îl reprezintă faptul că nu mai necesită sisteme de antenă mobile,

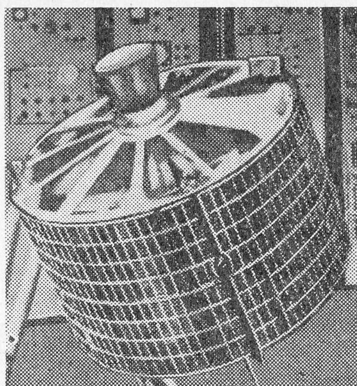


Fig. 34 Satelitul „Syncom"

căutarea și urmărirea (însoțirea) acestuia fiind complet eliminate, deoarece satelitul rămîne mereu în același punct de pe cer. Micile sale derive (lunecări ușoare într-o anumită direcție) pot fi corectate fără prea mari dificultăți.

Deschiderea noului capitol al telecomunicațiilor prin sateliți staționari a făcut-o „Syncom" (fig. 34). Primul satelit cu această denumire a fost lansat la 14 februarie 1963. Contactul cu satelitul s-a pierdut curînd după plasarea sa pe orbita finală. (Cum s-a arătat, sateliții de acest fel sînt prevăzuți cu motor de apogeu.) „Syncom"-2 s-a plasat pe orbită deasupra Braziliei, iar „Syncom"-3 pe Pacific. Acesta din urmă era încă în stare de funcționare în 1968.

„Syncom" are corpul cilindric (70 cm diametru, 70 kg greutatea totală, inclusiv motorul de apogeu), stabilizat prin mișcare rapidă de rotație (150 rot/min.) Are unități duble de emisie-recepție, cu schimbare de frecvență, la emisie folosindu-se cîte un tub de undă progresivă; se alimentează cu baterii solare de tip *pn* (putere 28 W), fiind prevăzut și cu o baterie tampon cadmiu-nichel cu o capacitate de 35 Wh.

„Syncom"-3, echipat cu o antenă de recepție pliantă și cu o antenă de emisie cu fante, a fost utilizat cu succes în octombrie 1964 la retransmiterea prin televiziune în S.U.A. a Jocurilor olimpice de vară de la Tokio.

La realizarea unui sistem de radiolegături prin intermediul sateliților și în general la folosirea acestora pentru telecomunicații, alegerea celei mai corespunzătoare game de frecvențe este de mare însemnătate. O influență deosebită asupra propagării undelor radio o au troposfera și ionosfera. Ținînd seama de aceasta, se consideră mai indicată utilizarea intervalului de frecvență de la 100 la 10 000 MHz (corespunzător, intervalul de lungimi de undă de la 3 cm pînă la 3 m), limita inferioară fiind determinată de reflectarea undelor de „oglinda" ionosferică și de pierderile în

acest strat electric al atmosferei, iar limita superioară de absorbția undelor în troposferă, fenomen ce se agravează la frecvențe mai mari de 10 GHz. De asemenea, pentru că la alegerea frecvențelor trebuie să se țină seama și de nivelul zgomotelor exterioare (provocate în spațiul înconjurător) și interioare, proprii, ale receptorului, se limitează intervalul între 1 și 10 GHz, întrucît sub 1 GHz zgomotele exterioare (în special fondul cosmic) sînt mult disturbante.

Deosebit de interesante sînt preocupările și realizările mai recente în domeniul sateliților de telecomunicații, concretizate într-o serie de sateliți aflați în exploatare curentă, ca „Early Bird", „Canary Bird", „ATS", „Intelsat", „Molnia".

„Early Bird" a fost primul satelit operațional, destinat legăturilor comerciale. Plasarea sa pe orbită staționară deasupra Oceanului Atlantic (27 de grade longitudine vestică) a constituit un moment principal în realizarea unui sistem uzual de comunicații globale prin mijlocirea sateliților, sistem ce urmează a fi dezvoltat atît în scopuri economice (tranzacții comerciale, legături de informare-evidență-dispecerat în cadrul unor mari organisme industriale etc.), cît și în scopuri culturale și politice.

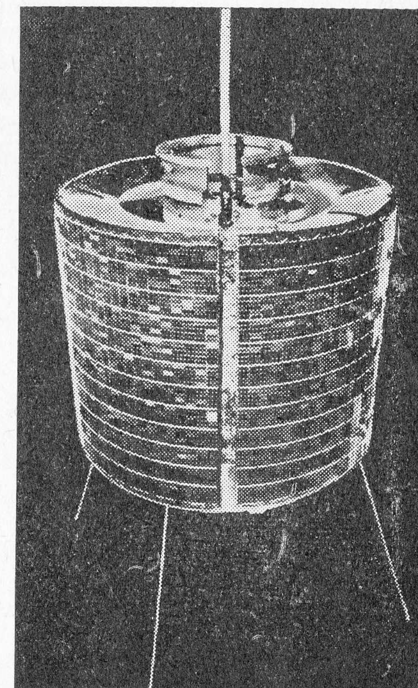


Fig. 35 Satelitul comercial „Early Bird"

„Early Bird" a fost lansat în cosmos la 6 aprilie 1965, iar de la 28 iunie, cînd a intrat efectiv în serviciu, a fost utilizat neîntrerupt mai mult de 3 ani fără dificultăți tehnice. Satelitul (fig. 35) este asemănător

ca înfăţişare cu „Syncom": un corp cilindric cu diametrul de 71 cm şi înălţimea de 54 cm (fără antene şi ajutajul motorului de apogeu); cîntăreşte 38,5 kg, orbita, aproape perfect sincronă (35 558/35 589 km; 0,1 grade înclinare pe ecuator), avînd o derivaţie lentă spre vest, derivaţie ce se corecta o dată la 10—11 luni (readucerea satelitului, prin acţionarea motorului, de la 38 de grade longitudine vestică pe longitudinea de staţionare precizată). Satelitul dispune de o rezervă de propulsant (apă oxigenată) suficientă pentru 4—5 asemenea corecţii, precum şi pentru orientarea şi controlul atitudinii sale timp de aproximativ 3 ani. Echipamentul său electronic asigura atît legăturile de telecomunicaţii (240 de căi telefonice bilaterale sau două programe de televiziune), cît şi telecomanda şi telemăsurătorile necesare acţionării aparaturii de bord şi controlului asupra funcţionării acesteia. Pe satelit au fost prevăzute două unităţi de emisie-recepţie (una principală, cealaltă de rezervă), ambele pe unde centimetrice, cu schimbare de frecvenţă.

Sateliţii comerciali se lansează în cadrul unui program al asociaţiei „Intelsat" *(Internaţional Telecommunication Satellite Consortium)*, organism care grupează 56 de ţări membre, fiind însă condus în fapt de corporaţia americană „Comsat", deţinătoare a 55,4% din acţiuni. Potrivit acestui program, se preconizează realizarea unui sistem global de sateliţi de telecomunicaţii (globsat) ca o etapă ulterioară, pregătită prin lansarea cîtorva generaţii de sateliţi de acest fel. A doua generaţie „Bird" are reprezentanţi „parcaţi" în cosmos pe orbite staţionare, atît deasupra Atlanticului, cît şi deasupra Pacificului. Este vorba de grupa de sateliţi „Intelsat"-2 (fig. 36), construiţi de „Hughes Aircraft".

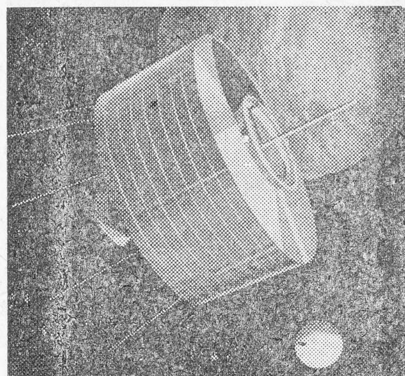


Fig. 36 Satelitul de telecomunicaţii „Intelsat"-2

Primul satelit din generaţia a doua, „Lani Bird", a fost lansat în spaţiu la 27 octombrie 1966; orbita realizată nefiind de tip staţionar, satelitul nu a putut fi utilizat în scopul propus. Eşecul din octombrie a fost compensat de reuşita din 14 ianuarie 1967, cînd un alt „Lani Bird" s-a plasat pe orbita dorită (180 de grade longitudine estică); satelitul fusese lansat cu trei zile mai înainte şi, după ce i s-a determinat orbita cu un înalt grad de precizie, i-a fost comandată acţionarea motorului în apogeu, adică suplimentarea vitezei în acest punct cu 1 800 m/s.

„Lani Bird" seamănă ca formă cu „Early Bird", dar este puţin mai mare decît acesta: are 142 cm diametru şi 67 cm înălţime; greutatea sa pe orbita finală (87 kg) reprezintă ceva mai mult de jumătate din greutatea avută pe orbita iniţială de aşteptare (162 kg), datorită dublării rezervei la bord de apă oxigenată şi măririi puterii sursei de alimentare (învelişul satelitului este acoperit cu 12 756 de elemente de siliciu, celule solare, care furnizează o putere utilă de 85 W).

În anul 1969 se aflau în spaţiu pe orbite staţionare, deasupra Atlanticului şi deasupra Pacificului, mai mulţi sateliţi „Intelsat", printre care cîte unul de tip „Intelsat"-3 (plus un satelit pe Oceanul Indian).

Sateliţii noii reţele au puterea de emisie (12 W) de două ori mai mare decît „Early Bird" şi aceeaşi capacitate de trafic (200 de căi telefonice). Ei îndeplinesc o dublă funcţiune: asigură legături comerciale între ţări riverane Pacificului şi Atlanticului (S.U.A., Japonia, Australia, ţări din Africa şi America de Sud), iar prin numeroasele staţii de sol oferă servicii de asigurare a zborurilor spre Lună ale navelor americane „Apollo".

Ca şi pe „Early Bird", la bord se găsesc două unităţi de radioemisie-recepţie cu schimbare de frecvenţă. O ameliorare adusă sistemului de telecomunicaţii constă în accesul multiplu la fiecare satelit (prin „Early Bird" puteau comunica la un moment dat numai două staţii de sol, pe cînd prin noii sateliţi pot coresponda simultan mai multe staţii de sol).

Încă din 1967 erau angajate eforturi pentru completarea reţelei cosmice comerciale existente şi trecerea în 1968 la o reţea de tip superior, „Intelsat"-3, iar după anul 1970 la o reţea şi mai perfecţionată, „Intelsat"-4.

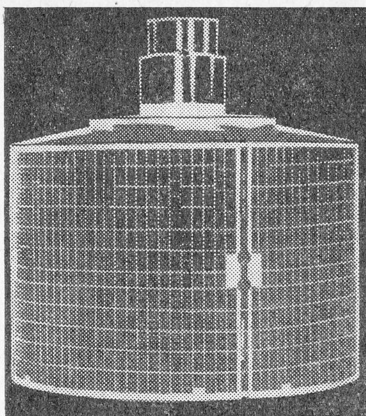


Fig. 37 Satelit de telecomunicații din rețeaua „Intelsat"-3 (proiect)

„Intelsat"-3 (fig. 37) s-a prevăzut să cuprindă 6 sateliți cilindrici (cu diametrul de 142 cm, lungimea de 94 cm și greutatea de 114 kg), asigurînd fiecare o capacitate de trafic de 1 200 căi telefonice sau patru canale de televiziune.

După mai multe încercări nereușite, la 14 ianuarie 1970 a fost scos în spațiu, în condiții bune de exploatare, un satelit „Intelsat"-3, al șaselea exemplar al seriei. La acea dată erau în funcțiune: „Early Bird", un „Intelsat"-2 și ultimul „Intelsat"-3 pe Atlantic, doi sateliți „Intelsat"-2 și un „Intelsat"-3 pe Pacific și un „Intelsat"-3 pe Oceanul Indian.

Se mai prevede și a patra generație a familiei „Bird" (grupa „Intelsat"-4). Este vorba de sateliți polivalenți (fig. 38), în sensul că ei vor servi nu numai pentru legături între stații de sol, ci și între acestea și avioane sau obiecte cosmice aflate în zbor sau între nave maritime ce se găsesc în larg și diferite porturi de bază, precum și între alte diferite stații corespondente mobile.

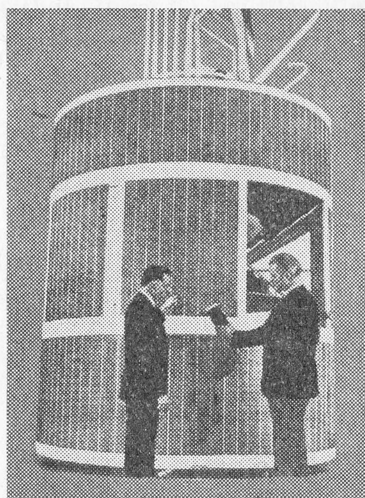


Fig. 38. Satelit polivalent „Intelsat"-4

A fost studiată posibilitatea realizării rețelei „Intelsat"-4 cu sateliți cu acces multiplu, asigurînd fiecare 10 000 de căi tele-

fonice (o capacitate de peste 8 ori mai mare decît aceea a sateliților aflați în construcție în 1968 la firma TRW pentru rețeaua „Intelsat"-3).

Se prevede ca sateliții cu durata de viață activă (cu echipamentul radioelectric în funcțiune) de 5 ani să fie înzestrați cu cîte trei panouri solare, două antene în formă de umbrelă (pentru microunde), antene cornet de cîștig mijlociu și, dacă va fi posibil, chiar cu antene depliabile cu diametrul de 0,75—9 m.

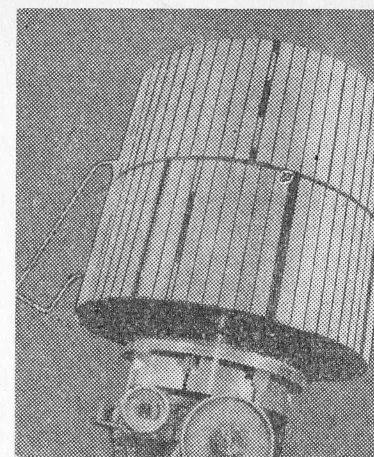


Fig. 39 Satelitul de tehnologie aplicată A.T.S.

La 6 decembrie 1966 a fost plasat pe orbită un nou satelit de tip staționar, de astă dată nu operațional, ci experimental, denumit satelit de tehnologie aplicată, ATS *(Applications Technology Satellite)*. Pînă la 12 august 1969 au fost scoși în spațiu șase asemenea sateliți.

Toți cei șase sateliți au aceeași configurație (fig. 39) și sînt destinați studierii condițiilor ambiante pe orbite sincrone, pentru furnizarea de informații privind comportarea unor materiale pentru tehnologia spațială, controlul atitudinii sateliților operaționali utilizînd noi instalații de corecție, o tehnică nouă de orientare-stabilizare și eficiența unor organizări și echipamente nou proiectate.

ATS este un obiect cosmic mai mare decît sateliții comerciali lansați anterior (are 700 kg greutate inițială și 350 kg după oprirea motorului de apogeu, 1,5 m diametru și tot 1,5 m înălțime), ceea ce îngăduie și o echipare mai bogată a sa. Este stabilizat prin rotație (100 de rotații pe minut), cu posibilitatea de corectare a orbitei prin jeturi de azot și a atitudinii pe orbită prin jeturi de apă oxigenată.

Au fost prevăzute două genuri diferite de experiențe de telecomunicații: transmiterea de semnale în bandă îngustă

și largă cu emițătoare (două) de microunde și realizarea de legături radio pe unde de frecvență ultraînaltă, între avioane în zbor și anumite stații de sol. Semnalele se transmit satelitului pe frecvența de 6 GHz și se retransmit spre sol în banda de frecvențe de 4 GHz, după ce au fost transformate în semnale modulate în fază, ceea ce permite să se emită un semnal de putere constantă fără să se utilizeze prea mult din puterea electrică disponibilă la bord.

Un element de noutate l-a constituit folosirea pe satelit a unei antene contrarotative (16 elemente în fază, dispuse circular și comutate pe rînd, în așa fel încît rotația fasciculului să compenseze total rotația satelitului — compensație electrică), care îndeplinește rol de antenă directivă, cu un cîștig de 14 dB. Deschiderea fasciculului antenei este de 18° în direcția nord-sud și de 23° în direcția est-vest. Rotația fasciculului este controlată de un sistem complex PACE *(Phased Array Control Electronics Subsystem)*, alcătuit dintr-un detector solar, circuite digitale și o bază de timp. Detectorul solar servește ca element de referință și emite un semnal la fiece rotație a satelitului în jurul axei sale, în timp ce o serie de convertizoare trimit semnalele necesare în circuitele care controlează alegerea elementelor antenei de emisie (fig. 40).

În ceea ce privește transmisiile de bandă largă, ca cele de facsimile foto, imagini de televiziune în culori sau date

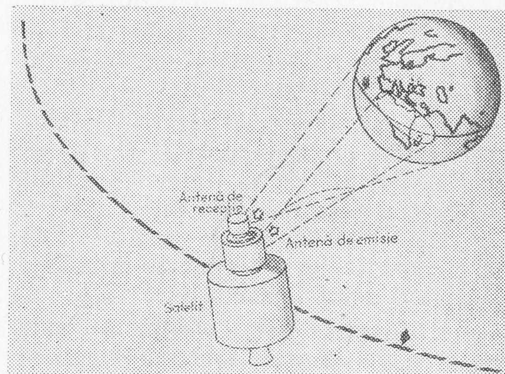


Fig. 40 Antenă de tip contrarotativ pe satelit de telecomunicații

digitale, semnalele emise de la sol în banda de 6 GHz sînt amplificate și reemise în banda de 4 GHz, rămînînd modulate în frecvență. În acest caz, fiecare stație de sol utilizează o cale întreagă, iar cei doi emițători-receptori sînt folosiți simultan.

Pe sateliții ATS lansați ulterior s-a experimentat cu bune rezultate un sistem de stabilizare prin gradient gravitațional. Acesta este un sistem pasiv, verificat cu bune rezultate pe mai mulți sateliți („Geos-A", lansat la 16 noiembrie 1965; trei sateliți „Transit" și alții), precum și cu prilejul zborurilor spațiale ale navelor „Gemini"-11 și 12, cînd — fiecare dintre acestea legîndu-se temporar printr-un cordon lung de 30 m cu o rachetă-țintă „Agena" (nr. 11 și, respectiv, nr. 12) — a constituit un sistem care și-a menținut orientarea spre Pămînt tocmai prin utilizarea gradientului gravitațional. În fond, forța de atracție gravitațională a planetei va acționa astfel asupra satelitului prevăzut cu o tijă lungă și cu o mică masă în capătul liber, încît va tinde să suprapună această tijă cu verticala locului; ca urmare, satelitul, parcurgîndu-și orbita, nu-și va mai păstra constantă orientarea în spațiu asemănător mișcării de translație, ci se va roti continuu cu un unghi egal cu unghiul descris în mișcarea de revoluție orbitală. Pentru aceasta satelitul are patru brațe stabilizatoare și alte două brațe, amortizoare.

În U.R.S.S. a fost constituită la finele anului 1967 rețeaua de sateliți operaționali de telecomunicații „Orbita".

Bazată pe sateliți de defilare lentă de tip „Molnia", această rețea prezintă unele avantaje în utilizare care au și determinat de altfel extinderea ei într-un timp relativ scurt. În perioada dintre 23 aprilie 1965 și 19 februarie 1970 au fost plasați pe orbită 12 sateliți de acest tip, ultimii șapte respectiv cei lansați începînd cu data de 3 octombrie 1967) fiind considerați sateliți operaționali, adică definitiv integrați în rețea. A indicat acest lucru trecerea de la banda de frecvență specifică experiențelor spațiale (900 MHz) la frecvențele cele mai proprii pentru telecomunicații prin satelit (4 și 6 MHz).

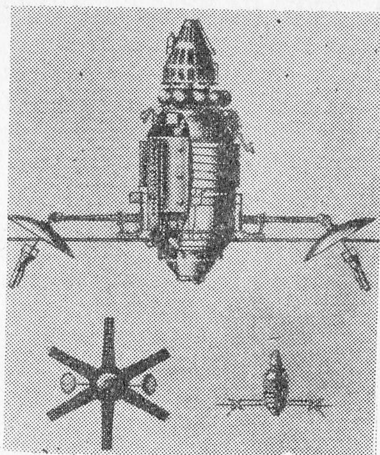


Fig. 41 Satelitul de telecomunicații „Molnia"

Satelitul „Molnia" operațional (fig. 41), în greutate de o tonă, a putut fi amenajat și echipat mai corespunzător tocmai datorită acestei importante disponibilități. Efectul: puterea radiată este de 40 W pentru fiecare bandă, putere ce se obține prin utilizarea unui generator solar perfecționat, avînd drept colectori șase panouri (0,6×1,35 m fiecare) care furnizează 1 kW energie electrică, dintre care 500 W sînt rezervați emițătorului. Cu panourile (articulate) rabătute în jurul corpului, corpul satelitului are diametrul de 1,6 m.

Faptul că puterea de emisie este așa de mare determină și posibilitatea utilizării în cadrul rețelei a unor stații de sol mai mici, cu diametrul de 12 m (3 m distanța focală). Rețeaua respectivă încorpora la finele anului 1967, pe lîngă două stații mari de emisie-recepție (una la Moscova, cealaltă la Vladivostok), și 20 de asemenea stații de recepție standard (dispuse în Extremul Nord, în Extremul Orient, în Siberia centrală și apuseană și în Asia centrală sovietică). Fiecare stație se dispune la aproximativ 10 km depărtare de centrul de televiziune pe care-l deservește, legătura între acestea făcîndu-se fie prin cablu coaxial, fie prin unde hertziene. În orice caz, sistemul asigură răspîndirea televiziunii pe întregul teritoriu sovietic printr-o soluție mai economică decît dacă s-ar fi recurs la cabluri coaxiale sau stații-releu pentru legătură prin fascicule hertziene.

Orbita satelitului, denumită uneori de tip semisincron datorită perioadei de revoluție de 12 ore, aparține familiei de orbite excentrice înalte (500/40 000 km), prezentînd particularitatea interesantă că are perigeul în emisfera sudică, iar apogeul în emisfera nordică, astfel încît la fiecare revoluție

în jurul planetei satelitul poate fi utilizat un timp îndelungat (pînă la trei pătrimi din perioada de revoluție) ca releu cosmic pentru legături radio, de televiziune, telefonice, telegrafice, teletip și fototelegrafice.

Semnalele-imagine și sunetul însoțitor transmise de Centrul de televiziune din Moscova ajung la o stație de sol a sistemului „Molnia", instalată într-o suburbie a capitalei sovietice. Ele sînt amplificate separat și trecute într-un dispozitiv înregistrator, apoi sînt mixate în aparatură corespunzătoare și în spectru comun și trimise la pupitrul de control canal-televiziune. În continuare, printr-un alt comutator ajung la antena de emisie (unidirecțională) a stației de sol. Semnalul recepționat de satelit se amplifică și este radiat prin antena comună de emisie-recepție după o filtrare corespunzătoare. În acest mod, semnalul emis de antena satelitului poate fi recepționat atît la stația de sol din Orientul Îndepărtat, cît și la stația de sol de lîngă Moscova, pentru controlul emisiei după retransmiterea prin satelit. Aceste semnale, trecînd printr-un filtru de separare, ajung la intrarea unor amplificatori parametrici ai receptorului principal al stației de sol din Vladivostok și ai receptorului de control al stației de lîngă Moscova. După ce sînt transformate, amplificate și demodulate, se aplică la pupitrul de control al canalului TV. De aici semnalele trec într-un alt etaj, unde se face separarea imaginii de sunetul însoțitor și mai departe separat, prin aparatura de comutație și înregistrare, sînt dirijate pe linia de comunicație terestră spre canalul TV Vladivostok pentru a fi transmis pe canalul de televiziune respectiv abonaților din acea parte a Uniunii Sovietice.

În sensul de la Vladivostok la Moscova, drumul și prelucrarea semnalelor sînt asemănătoare, numai că emisia și recepția se fac pe lungimi de undă diferite.

Cît privește transmiterea semnalelor la utilizarea liniei în regim de telefonie duplex multicanal, aceasta se face astfel: semnalele corespondentului din Moscova sînt transmise pe linia telefonică la stația de sol, aici se formează un spectru comun, iar purtătoarea se modulează în frecvență. Semnalele emise de antena stației sînt recepționate de unul dintre receptorii satelitului și radiate de antena acestuia pe o altă lungime de undă. Ele sînt recepționate la stația de sol Vladivostok și conduse la receptorul principal, care are

pentru telefonie o bandă mai îngustă. De aici semnalele sînt separate şi trecute prin linia telefonică terestră în centrala din Vladivostok. În mod analog se transmit informaţiile de la abonaţii acestei centrale spre Moscova, numai că emisia şi recepţia se face de această dată pe alte lungimi de undă.

Atracţia comunicaţiilor prin satelit se exercită puternic şi asupra grupei de state considerate pe locul al doilea în domeniul explorării spaţiului cosmic, îndeosebi asupra Angliei şi Franţei. Participînd la programul militar american IDCSPV (o reţea de 18—20 de sateliţi de telecomunicaţii de defilare lentă de 45 kg fiecare, plasaţi pe orbite circulare la înălţimi variind între 33 000 şi 35 000 km; 15 au şi fost lansaţi în două grupe: una la 15 iunie 1966, cealaltă la 18 ianuarie 1967, ambele cu cîte o rachetă „Titan"-3 C), Anglia a comandat în S.U.A. asemenea sateliţi (240 kg, stabilizaţi prin rotaţie), pe care intenţionează să-i folosească pentru legături cu Australia şi cu alte ţări unde sînt amenajate baze militare engleze, precum şi cu submarine purtătoare de rachete „Polaris".

Cît despre preocupările în această direcţie în Franţa, la 1 decembrie 1966 Adunarea Naţională franceză a aprobat investiţii importante pentru realizarea pînă în 1970 a doi sateliţi de telecomunicaţii de tip staţionar specializaţi în radiodifuziune (proiect SAROS, *Satellite de radiodiffusion en orbite stationnaire)*. Sateliţii vor retransmite programe de televiziune, inclusiv în culori, în sistemul SECAM. Pentru plasarea lor pe orbită ar urma să se folosească o rachetă ELDO-AS/P perfecţionată. Specialiştii discută încă asupra celor mai potrivite soluţii pentru sursa de energie electrică de bord şi puterea de emisie optimă, metoda de stabilizare şi tipul de antenă adoptat, sistemul de control al atitudinii satelitului şi altele.

După mai multe luni de negocieri, în 1967 a fost stabilit un punct de vedere comun între Franţa şi Republica Federală a Germaniei pentru construirea în comun a unui satelit de telecomunicaţii, de asemenea de tip staţionar, „Athos". Satelitul, conceput ca o combinaţie a proiectelor „Saros"-2 (francez) şi „Olympia" (german), ar urma să fie realizat pînă în 1972, pentru a putea fi utilizat la retransmiterea Jocurilor olimpice de la München; prin satelit se speră să se asigure

legături permanente — telefonice, telegrafice, radio şi de televiziune — între Europa, Africa şi America. Lansarea satelitului se preconizează să se facă de la noua bază franceză din Guyana cu o rachetă europeană ELDO-AS/P; se consideră posibilă efectuarea în 1970 a primelor lansări experimentale, bine înţeles în funcţie de disponibilitatea la acea dată a rachetei purtătoare. Satelitul operaţional va avea o putere de emisie de 10 W; capacitatea sa de trafic va fi de 1 000 de căi telefonice sau 18 căi de radiodifuziune sau o cale de televiziune asociată cu cîteva căi radio.

În încheiere la această problemă sînt utile cîteva precizări asupra unor intenţii de perfecţionare a tehnicii şi metodelor respective. O parte dintre acestea rezultă din însăşi dezvoltarea existentă a tehnicii considerate, şi anume tendinţa de creştere a puterii efective a emiţătorului de bord, interesul pentru mărirea duratei de utilizare a satelitului pînă la 5 ani, preocuparea pentru realizarea unei siguranţe depline în funcţionare a instalaţiilor de bord pe toată durata de existenţă activă a satelitului. O bună parte din aceste intenţii s-ar realiza foarte bine dacă s-ar dispune de rachete purtătoare mai puternice, în stare să plaseze pe orbite de tip sincron sateliţi în greutate de 2,7—3,6 tone. În unele proiecte vest-europene se stabileşte greutatea minimă de 600 kg pentru un satelit operaţional care să acopere întreaga Europă cu programe de televiziune în regim normal de transmisie şi de 1 500 kg pentru transmisii în reţeaua cosmică „Eurovision" pe două canale-imagine şi 10 canale-sunet, transmisii simultane în limbi diferite. Aceleaşi proiecte prevăd ca o greutate minimă greutatea de 2 500—2 800 kg a satelitului de complexitate egală, dar cu acoperire intercontinentală, integrat în reţeaua cosmică „Mondovision". Pentru cerinţele de putere disponibilă, siguranţă în funcţionare şi existenţă îndelungată, pare raţională de asemenea trecerea la utilizare pe sateliţii de telecomunicaţii a unor noi surse de alimentare electrică, cum sînt reactoarele nucleare „portative" tip „SNAP" sau generatoarele cu izotopi radioactivi, experimentate pe mai mulţi sateliţii sovietici din seria „Cosmos". În completarea măsurilor pentru atingerea scopului menţionat se prevede asigurarea satelitului cu o antenă mare, parabolică, cu diametrul pînă la 12 m, realizare posibilă dacă se folosesc moduli elastici care se depliază

în spaţiu (soluţie prevăzută pentru experimentare pe ATS—4 în 1969 sau 1970).

Problemele menţionate aici sînt dezbătute mai ales în legătură cu posibilitatea recepţionării cu aparatele de recepţie uzuale a programelor de radio şi de televiziune (în special a acestora din urmă) retransmise prin sateliţi sau, şi mai bine, printr-o reţea de sateliţi-releu care acoperă întregul glob pămîntesc. Se consideră că, dacă se vor folosi pe satelit un emiţător cu puterea de 5 kW (emiţătorul lui „Early Bird" are 6 W, iar al lui „Molnia" 40 W) şi o antenă de emisie cu diametrul de 12 m, atunci se va putea realiza deziderattul menţionat: recepţionarea directă a programelor de televiziune la abonaţii care îşi vor procura o antenă complexă alcătuită din 4 antene tip „canal de unde", avînd 11 dipoli mici şi prevăzută cu preamplificatori tranzistorizaţi montaţi în antenă. Acelaşi proiect prevede folosirea pe satelit a două panouri solare mari, pliante, cu celule de siliciu, procedeu asemănător celui aplicat la construcţia satelitului detector de micrometeoriţi „Pegasus". Pentru realizarea scopului propus (obţinerea puterii de 18 kW) s-a calculat că este necesară o suprafaţă totală a panourilor de peste 270 m^2.

SATELIŢI PENTRU METEOROLOGIE

Cunoaşterea şi prevederea stării vremii sînt preocupări de însemnătate deosebită în societatea contemporană, a căror împlinire se bazează pe cele mai noi metode şi mijloace de investigaţie şi care influenţează direct şi activ deopotrivă dezvoltarea tehnicii, ştiinţei şi economiei. Urmărirea stării vremii, analiza cît mai aprofundată a fenomenelor care o definesc conduc la pătrunderea mai adîncă în tainele naturii, la înţelegerea mai deplină a proceselor din natură. Iar această înţelegere mai completă a fenomenelor naturii constituie primul pas (şi totodată pasul hotărîtor) spre prevederea cursului lor viitor, adică de fapt spre supunerea lor şi deci spre eliberarea în mare măsură a activităţilor omeneşti de constrîngerea stării vremii. În societatea modernă, asemenea activităţi de amploare ca telecomunicaţiile, navigaţia aeriană şi maritimă, activităţile spaţiale, unele lucrări mari de construcţii, prospectări şi exploatări de resurse naturale etc. capătă un tot mai pronunţat caracter de acţiuni la scară globală, asupra cărora starea vremii îşi face simţită din plin influenţa. Oamenii de pe toate continentele schimbă tot mai intens nu numai informaţii, dar şi servicii şi tot felul de activităţi de producţie, aceasta determinînd restructurarea întregului mecanism al vieţii internaţionale cultural-sociale, economice şi politice. Sînt deosebit de importante astăzi schimburile de informaţii, traficul intens de mărfuri şi de călători pe liniile aeriene şi maritime globale. Chiar perturbaţii şi întreruperi locale în reţelele mondiale de comunicaţii şi de schimb provocate de evenimente naturale declanşate prin surprindere se resimt în fiecare punct al întregii reţele considerate. Este principalul motiv pentru care toate ţările îşi afirmă interesul pentru acţiunea de cunoaştere din timp a evoluţiei stării vremii la scară globală, atitudine care a scos meteorologia din graniţele statelor, transformînd-o în ştiinţă şi practică a întregii colectivităţi umane.

De altfel, această atitudine are o cauză obiectivă: prevederea riguroasă a timpului, fie şi numai pe următoarele cîteva ore, pe un un teritoriu mijlociu, nu este posibilă fără cunoaşterea exactă în fiecare moment a stării vremii pe teritoriile şi spaţiile învecinate (întinderi de apă), fără date asupra stării atmosferei atît în troposferă (stratul imediat vecin Pămîntului, considerat a fi sediul central al vremii), cît şi în păturile superioare; de asemenea, prognoza meteoştiinţifică pretinde, aşa cum s-a arătat, o bună cunoaştere şi prevedere a stării Soarelui, precum şi a relaţiilor dintre fenomenele ce se petrec în Soare şi procesele din atmosfera terestră, a schimburilor energetice dintre planetă şi spaţiul cosmic.

Cadrul interesului şi importanţei investigaţiei meteorologice s-a extins astfel la întregul domeniu al cercetărilor geofizice, suprapunîndu-se totodată cu aria largă de explorări oceanografice. De notat că eforturile principale în organizarea reţelei meteorologice mondiale sînt îndreptate spre rezolvarea acestei spinoase probleme a asigurării posibilităţii de recoltare permanentă a datelor despre starea vremii de pe marile întinderi de apă — mările şi oceanele Pămîntului — , care ocupă aproape trei sferturi din suprafaţa globului. Asumîndu-şi sarcina investigaţiei globale continue şi permanente a atmosferei de la sol (apă) pe verticală în sus pe tot cuprinsul oceanului aerian, meteorologia ştiinţifică modernă se bazează poate mai mult decît oricare alt beneficiar pe serviciile tehnicii spaţiale, singura în stare să-i satisfacă exigenţele şi dificilele deziderate. În acelaşi timp, meteorologia de astăzi îşi menţine fiinţa (şi se justifică) prin telecomunicaţiile moderne şi, mai departe, prin tehnica modernă de calcul întrucît numeroasele date culese prin sondaje, măsurători şi observaţii simultane şi succesive efectuate de sateliţii artificiali ai Pămîntului, concomitent cu miile de puncte şi staţii meteo de sol, maritime şi oceanice, trebuie transmise rapid, spre centrele de prelucrare. Aici datele trebuie sortate (selecţionate, triate), asociate şi interpretate, utilizate la întocmirea hărţilor sinoptice şi a buletinelor de prevedere, iar apoi, sub această ultimă formă, difuzate în timp util (cît mai repede), în reţeaua globală de informare. Este un proces de neasemuită complexitate, de neconceput fără existenţa unor canale de transmisiuni adecvate, fără maşini electronice de calcul şi echipamente periferice perfecţionate.

Pentru exemplificare menţionăm că în prezent se efectuează zilnic peste 100 0000 de observaţii meteo la sol şi mai mult de 10 000 de măsurători distincte, observaţii şi înregistrări fotografice în straturile superioare ale atmosferei, fiecare dintre acestea conţinînd o mare cantitate de informaţii care trebuie culese, transmise şi prelucrate rapid pentru ca prognoza ce se întocmeşte pe baza lor să fie difuzată şi să ajungă oportun în centrele de informare (avertizare). Evident, datele fiind culese în tot timpul zilei, nu se poate aştepta acumularea lor pe un asemenea interval, ci trebuie operat astfel încît, pe măsură ce sosesc noi şi noi informaţii în centrele de prelucrare, acestea din urmă să corecteze imediat buletinul de stare a vremii şi prevederea, transmiţîndu-se tot neîntîrziat (prin liniile permanente de legătură) noile modificări. În orice caz, dacă pentru activităţile agricole sau de construcţii sînt suficiente buletine de stare a vremii cu corecţii de la o zi la alta, pentru asigurarea navigaţiei (aeriene, maritime şi cosmice) trebuie restrîns intervalul statistic, întocmindu-se buletine cu starea exactă a vremii pe traseul respectiv cu valabilitate, de exemplu, de două ore. Aşa se şi face, iar indiferent de durata de valabilitate a buletinului meteo, ori de cîte ori se semnalează germeni de apariţie a unui fenomen periculos (furtună, ciclon, uragan), se avertizează localităţile, porturile, aerodromurile, navele, avioanele din zonele respective, iar ulterior, periodic se comunică în timp util, date despre dezvoltarea fenomenelor păgubitoare şi traseele lor de invazie.

Despre însemnătatea economică a acestei acţiuni pot vorbi următoarele cifre: în 1959 taifunul Vera a devastat o mare regiune din Japonia, provocînd pagube evaluate la peste un miliard de dolari, lăsînd în urma sa un milion şi jumătate de sinistraţi, iar mai recent, în 1965, uraganul Betssy, străbătînd vandalic mai multe state nord-americane, a produs daune de un miliard şi jumătate dolari.

Nu-i de loc de neglijat frecvenţa acestor fenomene (1 000 —2 000 de furtuni sînt în atmosferă în fiece moment), extrem de periculoase nu atît prin intensitatea lor, cît mai ales prin surpriza declanşării, prin faptul că se dezvoltă rapid şi „atacă", se dezlănţuie impetuos pe neaşteptate.

În fine, o ultimă considerație cu caracter general: meteorologia cosmică progresează de la an la an, oferind servicii deosebite nu numai legat direct de prevederea stării timpului, dar în general în legătură cu observarea planetei din cosmos. Cu ajutorul sateliților artificiali ai planetei se realizează o veghe continuă asupra suprafeței terestre, se supraveghează și se dă alertă de inundații atunci cînd se constată un început brusc de dezgheț intens în anumite regiuni sau ploi torențiale abundente în altele; apoi se supraveghează circulația sloiurilor și deplasarea ghețarilor, care de asemenea pot provoca revărsări de ape, ruperi de baraje, blocaje pentru navigație; și tot din cosmos se pot observa cel mai bine apele oceanului, se poate cunoaște la scară globală în orice moment starea de agitație a apelor mării și oceanului, se pot observa mișcările scoarței, scufundarea unor insule și ivirea altora noi, erupții de vulcani, izbucnirea de incendii în zone împădurite întinse etc. În sistemul informațional actual este practic cu putință ca imediat ce s-a declanșat un asemenea fenomen păgubitor să se semnaleze producerea lui și să se întreprindă măsurile de preîntîmpinare a extinderii acțiunii sale; observarea se realizează cel mai bine prin sateliți de tip staționar, care, dacă sînt integrați într-o rețea de 2—3 posturi echidistante, pot asigura supravegherea neîntreruptă a întregului glob, permițînd astfel ieșiri rapide la intervenție, de exemplu cu echipe de parașutiști, cu elicoptere rapide de transport etc.

Dintre programele mai cunoscute de construcție, experimentare și exploatare a sateliților pentru meteorologie se justifică atenției acelea în cadrul cărora au fost realizați sateliții meteorologici din seriile „Tiros", „Nimbus" și „Cosmos".

Programul „Tiros" *(Television and Infrared Observation Satellite)* a început în partea a doua a anului 1959, inaugurarea cosmică făcînd-o exemplarul experimental „Tiros"-1, plasat pe orbită la 1 aprilie 1960. De la primele revoluții satelitul a confirmat speranța, luînd și transmițînd la sol imagini TV de bună calitate. Timp de șase ani sateliții din seria „Tiros" (10 în total) au mai adăugat noi și noi speranțe meteorologiei moderne, dovedind posibilități certe de asigurare a datelor necesare pentru o prevedere științifică a evoluției vremii pe suprafețe mari. S-au obținut mai bine de o

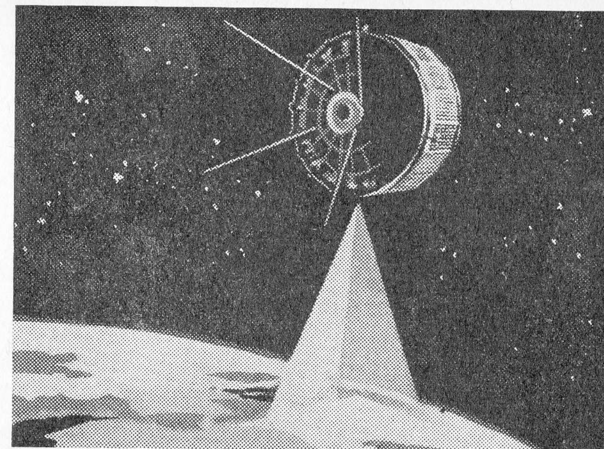


Fig. 42 Poziția pe orbită a unui satelit meteorologic „Tiros" din prima generație

jumătate de milion de fotografii ale maselor și fronturilor noroase, clarificîndu-se în parte mecanismele de formare și deplasare a fenomenelor atmosferice primejdioase. În sute de cazuri, sateliții „Tiros", prin informațiile transmise, au avertizat la timp despre formarea și direcțiile de invazie ale unor uragane și cicloane, precum și despre începutul musonului, situația iceberguriior, dezlănțuirea unor furtuni de nisip. Datele lor au servit de asemenea la desăvîrșirea pregătirilor pentru scoaterea în cosmos a navelor pilotate „Mercury" și „Gemini".

Primii opt „Tiros" au fost plasați pe orbite aproximativ circulare polare, la o depărtare de 7 500 km (de la suprafața Pămîntului), și erau stabilizați prin rotație astfel încît axa camerei de luat vederi, o dată orientată după o anumită direcție, să-și mențină (să-și „rigidizeze") această orientare, acceptîndu-se deci restricția de utilizare ilustrată prin figura 42.

Cum se observă, satelitul era total exploatabil doar pe o mică parte a orbitei sale cît timp în cîmpul camerei sale era cuprinsă o zonă planetară; apoi imaginea era parțială, după care camera „privea" complet în afara globului terestru (bineînțeles conectarea sa la instalația de alimentare cu

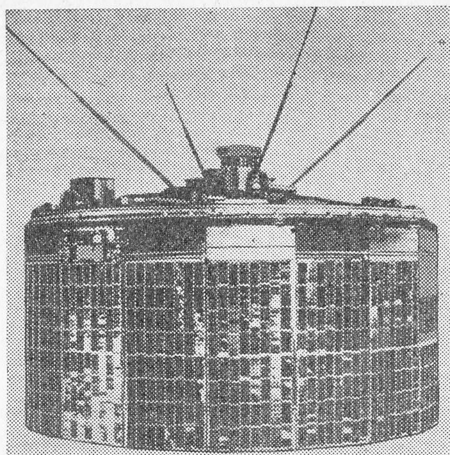


Fig. 43 Satelit „Tiros“ din prima serie

energie electrică, alimentarea, a fost stabilită în așa fel ca satelitul să ia imagini numai în sectoarele de exploatare eficientă). Satelitul seamănă cu o tobă (este un cilindru scurt); are diametrul de 1 m și înălțimea de 0,5 m (fig.43).

Ultimii doi „Tiros“ (nr. 9 și 10) au experimentat un alt procedeu de orientare, mai avantajos, schițat în figura 44. De data aceasta, așa cum se poate observa în această schiță și în figura 45, satelitul se rostogolește pe orbita sa întocmai ca o roată care ar călca pe un drum nevăzut în jurul Pămîntului; axa sa de rotație nu mai este asemenea axei pietrei de moară, ca în cazul modelelor anterioare, ci ca axa roții unui vehicul, astfel încît a fost necesară și schimbarea dispunerii camerei de televiziune, fixarea acesteia din urmă în „obada“ roții astfel reprezentate. Satelitul execută 10 rotații în fiecare minut, iar declanșarea camerei se face automat numai cînd axa sa optică este îndreptată spre Pămînt.

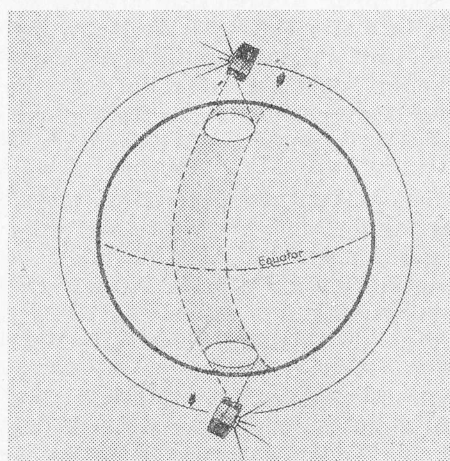


Fig. 44 Poziția pe orbită a satelitului „Tiros“-9

Întrucît rezultatele experimentale au arătat eficiența soluțiilor stabilite, după unele îmbunătățiri ale organizării interioare și dotării ultimului exemplar al seriei „Tiros“, la 3 februarie 1966 s-a trecut la realizarea sarcinilor unui program de dezvoltare deosebit de important, programul TOS *(Tiros Operational Satellite)*. Data menționată marchează un moment hotărîtor în meteorologia modernă, care și-a apropiat atunci definitiv tehnica spațială pentru serviciile sale curente. Noii sateliți, denumiți „Essa“ *(Environmental Science Services Administration)*, nu au mai fost construiți prin grija Administrației naționale pentru aeronautică și spațiu (N.A.S.A.), ci de departamentul beneficiar direct, Departamentul american al comerțului, de care depinde Weather Bureau (instituția meteorologică centrală).

Sateliții „Essa“ sînt deci obiecte cosmice operaționale, folosite ca oricare alte stații automate integrate în sistemul meteorologic, bineînțeles cu specificul că fac măsurători defilînd tot timpul prin cosmos și nu de pe apă (de la bordul unei nave specializate sau din stații automate plutitoare), sau din aer (de la bordul unor avioane destinate efec-

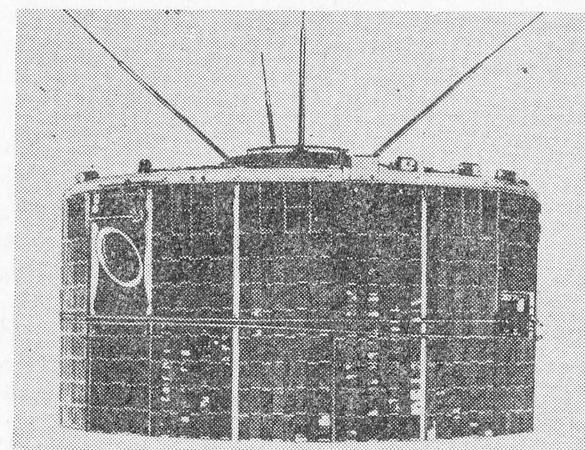


Fig. 45 Satelitul „Tiros“- 9

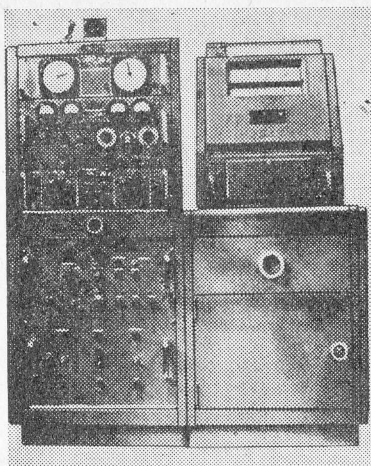


Fig. 46 Blocul principal al stației de sol APT pentru recepția în direct a imaginilor transmise la timp real de satelitul meteo „Essa"

tuării de sondaje meteo, ori din radiosonde sau baloane captive și aerostate libere), ori de pe sol (inclusiv din stații meteo automate instalate în regiuni montane greu accesibile). Așadar, acești sateliți nu mai constituie tehnică spațială general-științifică, experimentală sau tehnologică, ci instrumente de acum obișnuite ale meteorologiei.

Pînă la 26 februarie 1969 fuseseră scoși în spațiu toți cei 9 sateliți de tip „Essa" prevăzuți în cadrul programului „TOS"; orbita adoptată este circulară, de tip polar (caracteristic acestor sateliți, care trebuie să supravegheze în mod neîntrerupt planeta), la înălțimea de pînă la 1 400 km („Essa" 9: 883/943 km). Greutatea unui satelit de primul tip este de 130—145 kg, iar a ultimelor exemplare ale seriei, de 320 kg.

În cadrul seriei sînt două tipuri de sateliți „Essa": unul cu echipament APT *(Automatic Picture Transmission)*, care permite transmiterea informațiilor la timp real în direct oricăror stații de sol prevăzute cu un bloc de recepție simplu, simbolizat APT (fig.46), și un alt satelit care nu mai are aptitudinea menționată, dar este echipat astfel ca să poată transmite informații de calitate superioară numai anumitor stații pe sol, utilate corespunzător. Echipamentul tehnic al acestui al doilea tip de satelit chemat AVCS *(Advanced Vidicon Camera Subsystem)* constă deci într-o instalație de televiziune perfecționată. Blocul APT are în compunerea sa o antenă de recepție, un receptor radio cu preamplificator și aparatură de înregistrat facsimile.

Sateliții „Essa" cu numere pare (2, 4 și 6) au făcut oficiul de culegere și de transmitere a informațiilor pe întreaga orbită, în beneficiul direct și imediat al stațiilor de sol (circa 160) din 45 de țări (în 1968) care dispun de echipament APT. Cu una dintre camerele sale de televiziune (fixate diametral opus pe suprafața laterală a tobei), satelitul ia zilnic 100 de clișee, realizînd o vedere de ansamblu a învelișului noros al planetei la fiecare 24 de ore; se operează numai cu o cameră, cealaltă fiind acționată în situație de avarie cînd prima cameră a căzut în pană.

Satelitul nu poate opera decît pe fața planetei luminată de Soare. De aceea, pentru ca operația de explorare să se facă zilnic la aceeași oră și pentru aceeași regiune, avînd în vedere că planeta, rotindu-se în jurul Soarelui, execută o mișcare de precesie (o derivă spre est) de 1 grad pe zi, s-a prevăzut corectarea zilnică a orientării satelitului astfel ca orbita să fie „heliosincronă" (fixă în raport cu Soarele).

Ceilalți sateliți „Essa", cu numere impare (1, 3 și 5), au fost dotați cu echipament perfecționat pentru a furniza date de calitate celor două stații centrale ale serviciului, aflate pe teritoriul nord-american. Informațiile culese de acești sateliți, conform programului de explorare, sînt înregistrate la bord pe benzi magnetice și transmise la comanda stației de sol vizitate, cînd satelitul intră în zona de radiovizibilitate directă a acesteia. Semnalele radioelectrice recepționate sînt proiectate pe un ecran T.V. și fotografiate; completate cu date orare și de poziționare — furnizate de satelit o dată cu elementele imaginii — și aplicate pe hărți, datele respective devin informații utile ce se transmit în facsimile la peste 600 de stații meteorologice din S.U.A. și din alte țări. În memoria fiecărui satelit de acest fel se pot înmagazina pînă la 48 de imagini (de fapt acestea sînt descompuse în cîteva zeci de mii de unități de informație fiecare și înregistrate pe banda magnetică sub această formă), care sînt redate în numai 3 minute, derularea, citirea benzii și transmiterea semnalelor făcîndu-se cu mare viteză.

O ultimă precizare în legătură cu sistemul de sateliți „Essa": simultan sînt normal exploatabili doar doi sateliți, dintre care unul cu echipament APT, celălalt cu echipament AVCS; schimbarea (înlocuirea) unui satelit înseamnă deci

preluarea de către noul exemplar a sarcinilor omologului său deviat din orbită sau slăbit funcțional.

Succesorul lui „Essa", satelitul „Tiros"-M, a fost lansat la 23 ianuarie 1970. Este primul satelit meteo american din a doua generație, apt să efectueze observații în volum sporit: cît doi „Tiros" și un „Essa"; satelitul (310 kg) dispune de două camere vidicon AVCS și de două camere APT pentru fotografii diurne, precum și de două radiometre în infraroșu, pentru clișee nocturne.

Cei 19 sateliți ai acestei serii au acumulat în total 34 ani de existență în spațiu, furnizînd pînă în ianuarie 1970 un număr de 1 225 000 clișee T.V., de importanță pentru prevederile meteo. În 10 ani de observare asupra planetei, acești sateliți au avertizat asupra a circa 400 cicloane, taifunuri și uragane periculoase.

În paralel cu programul „Tiros" se desfășoară în S.U.A. și lucrări pentru perfecționarea unui alt sistem cosmic pentru meteorologie, sistemul „Nimbus".

Primul satelit cu această denumire (fig.47) a fost lansat la 1 august 1964, prezentînd ca element de noutate posibili-

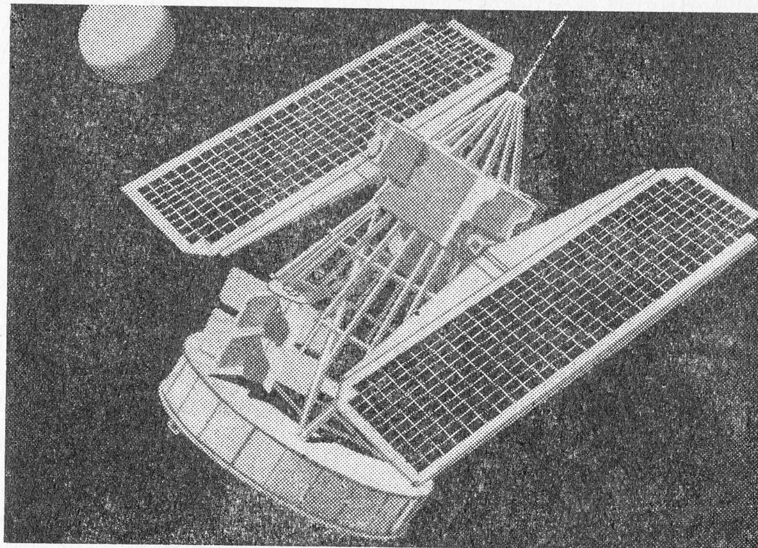


Fig. 47 Satelitul meteo „Nimbus"

tatea de a se obține și noaptea fotografii ale acoperămîntului de nori al planetei (la fiecare revoluție, satelitul trece succesiv de pe emisfera luminată pe cea întunecată și iar revine — deasupra unei regiuni mai apusene — pe emisfera pe care domnește ziua și așa mai departe). În acest scop, pe lîngă camerele de luat vederi, satelitul mai dispune și de două radiometre în infraroșu.

Orbita adoptată este aproape polară, circulară, la 1 100 — 1 200 km. Într-o descriere simplă, satelitul se prezintă ca o îmbinare a trei corpuri: un corp cilindric dispus la partea inferioară, conținînd bateriile chimice de curent, emițătorul radio și antena, plus 4 camere de televiziune și două radiometre; apoi o parte superioară hexagonală, în structura căreia este cuprins sistemul de orientare și controlul atitudinii, și o a treia parte — două panouri mari (2,4× 0,9 m) — cu celulele bateriilor solare (10 000 de celule); panourile se pot roti nelimitat în jurul unui pivot, în vederea așezării celulelor perpendicular pe direcția razelor solare, în care scop se prevede un traductor solar foarte sensibil. În timpul nopții (pe satelit), alimentarea se face de la bateriile chimice, care se reîncarcă pe timpul zilei; puterea furnizată de instalația solară este de 165 W.

Pe modelele noi („Nimbus"-3, plasat pe orbită — 1090/ /1134 km — la 14 aprilie 1969 s-au prevăzut două generatoare radioizotopice identice SNAP-19 *(Space Nuclear Auxiliary Power)*, ca o complementare a bateriilor solare în asigurarea curentului necesar pentru funcționarea aparatelor (puterea unui generator este de 25 W, iar greutatea sa, de 13 kg).

Partea tehnică de construcție cea mai delicată o constituie sistemul de atitudine și control, care asigură posibilitatea ca satelitul să privească mereu spre Pămînt fără să execute o mișcare de stabilizare giroscopică în acest scop. Satelitul este stabilizat activ după cele trei axe principale de referință prin mijlocirea unui calculator de bord și a două mecanisme de execuție a comenzilor elaborate de acesta; mai concurează la stabilizarea satelitului doi sensori de orizont, care semnalează (indică) dispozitivului de calcul elementele de poziție a satelitului față de Pămînt, trei volante inerțiale (cîte unul pe fiecare axă de referință) și, bineînțeles, mai multe ajutaje de reacție, funcționînd cu gaze reci stocate în

butelii de presiune. Corecțiile mici se execută prin rotirea diferențiată în sensul dorit a cîte unui volant, pe cînd corecțiile care cer impulsuri mai mari se fac prin acționarea, tot diferențiată sau pe perechi, a ajutajelor reactive.

Pe satelitul „Nimbus" sînt prevăzute patru experiențe distincte. Referitor la aceasta se consideră că el ar echivala cu doi „Essa", întrucît are trei camere TV pentru imagini de mare rezoluție, transmisibile la cele două stații de sol conducătoare de pe teritoriul nord-american utilizate în rețeaua „Essa" impar, și încă o cameră pentru imagini de timp real, transmisibile celor 160 de stații de sol dotate cu echipament APT. Cele trei camere sînt dispuse în evantai, fiecare dintre ele acoperind un cîmp de 37 de grade; camera centrală este orientată la luarea imaginilor pe verticala locului. Fotografia astfel obținută, prin compunerea celor trei clișee luate la aceeași deschidere a obturatorului, acoperă pe sol o suprafață de 2 000 000 km^2 și are la centru o rezoluție de 800 m (adică pe clișeu apar distincte numai obiectele de la sol separate între ele printr-un interval mai mare de 800 m). Clișeul camerei APT cuprinde o zonă mai mare (5 000 000 km^2) dar cu prețul unei slăbiri a puterii de separare, care acum este de 3 200 m.

Capacitatea de memorare (stocare) la bord a clișeelor este mai mare decît la „Essa", și anume de 192 de fotografii, înregistrabile de-a lungul a două orbite și care se pot reda în 3 minute.

Cu sateliții „Nimbus" (la 8 aprilie 1970 a fost scos în spații exemplarul nr. 4) s-a extins cadrul de explorare meteo a satelitului specializat, acesta efectuînd cu instrumentația sa de bord și măsurători în cuprinsul atmosferei, măsurarea albedoului (determinarea raportului dintre cantitatea de energie solară absorbită și cea reflectată de planetă, adică în fapt bilanțul termic) și alte măsurători. Instrumentația de bord măsoară temperatura și umiditatea atmosferei prin observarea absorbției vaporilor de apă în banda de 6,5—7 microni; măsoară apoi temperatura la sol și la baza atmosferei în banda de 10—11 microni, și mai măsoară temperatura în stratosferă, în banda de 14—16 microni, prin observarea benzii de absorbție a bioxidului de carbon; totodată determină intensitatea radiațiilor ce se emit în

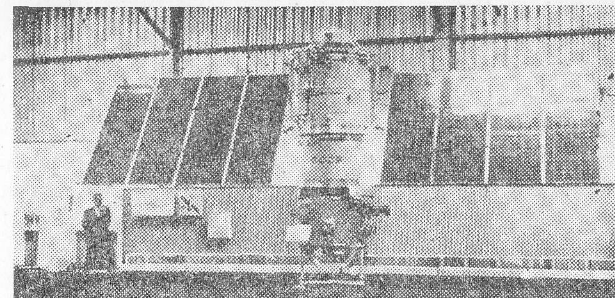


Fig. 48 Satelit meteorologic din seria „Cosmos"

banda infraroșu (7—10 microni) și a infraroșului apropiat (0,2—4 microni).

Cîteva detalii asupra „productivității" satelitului „Nimbus"-2; bilanțul realizărilor sale la sfîrșitul primului an de acțiune pe orbită consemna peste 1 000 000 de fotografii (circa două clișee pe minut), transmise direct sau difuzate operativ în 38 de țări; detectarea oportună și urmărirea a 28 de taifunuri, 9 uragane și 9 cicloane, cu acoperirea cu observații permanente a 95% din suprafața globului.

Cercetări importante privind folosirea sateliților în scopuri meteorologice se întreprind de mai mult timp și în U.R.S.S. În cadrul programului „Cosmos", inaugurat la 16 martie 1962, au fost scoși în spațiu mai mulți sateliți specializați tocmai în efectuarea de asemenea cercetări. Este cazul sateliților experimentali „Cosmos"-23, „Cosmos"-122 și al sateliților operaționali „Cosmos"-144, „Cosmos"-156 și „Cosmos"-206 (lansat în martie 1968). Orbita adoptată este și aici polară (81 de grade), circulară, însă mai joasă, și anume la 630 km înălțime.

Cu sateliții „Cosmos"-144 și 156, lansați în februarie și, respectiv, aprilie 1967, în Uniunea Sovietică a fost inaugurat un sistem cosmic meteorologic experimental, denumit „Meteor". La o singură revoluție, cei doi sateliți transmit mai mult de 10 000 de date, care sînt recepționate de stații de sol specializate, prelucrate și difuzate în rețeaua serviciilor meteorologice naționale și mondiale sub forma buletinelor de stare a vremii și prognozei meteo.

Cum se arată în figura 49, orbitele sateliţilor sînt aproape perpendiculare, obţinîndu-se prin acest procedeu simplu două treceri zilnic ale cîte unui satelit pe deasupra aceleiaşi regiuni. Iar pentru verificarea autenticităţii informaţiilor transmise, satelitul „Cosmos"-206 a fost plasat pe orbita lui „Cosmos"-144, dar cu un decalaj de 20 minute în urma acestuia, funcţionînd ca o dublură a sa activă.

Cu „Cosmos"-122 s-a trecut la experimentarea unui echipament de bord apt pentru sateliţii dintr-un sistem cosmic meteorologic. S-au verificat noi aparate de televiziune, instrumente actinometrice, dispozitive cu raze infraroşii, proiectate să funcţioneze sigur în condiţiile specifice zborului orbital de durată. Pe satelit au fost încercate două sisteme de orientare independente: unul pentru orientarea continuă a unei părţi a satelitului (partea cu instrumente), iar celălalt pentru orientarea separată a panourilor cu bateriile solare (observaţi dispunerea lor pe pivot în figura 48). Ca şi în alte situaţii descrise anterior, s-au prevăzut traductori solari (fotoelemente sensibile selective şi termistori speciali pentru determinarea direcţiei spre Pămînt după radiaţia termică a planetei). S-au obţinut interesante imagini panoramice în infraroşu şi, simultan, date despre temperatura suprafeţei Pămîntului şi a norilor, despre pierderile calorice ale planetei şi despre radiaţia solară reflectată de globul pămîntesc. Datele furnizate de „Cosmos"-122 despre taifunurile „Alice", „Cora" şi „Grace" au fost culese de radiometrele sale cu raze infraroşii în timpul trecerii satelitului pe faţa neluminată a Pămîntului.

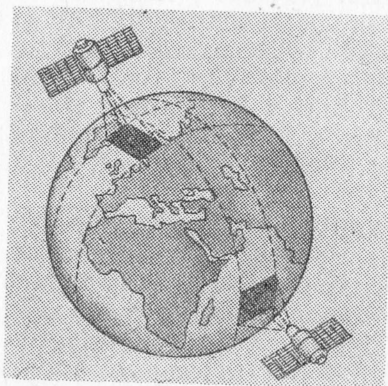


Fig. 49 Orbitele unui cuplu de sateliţi meteo „Cosmos"

O etapă nouă a început cu sistemul „Cosmos"-144 şi „Cosmos"-156. La o singură trecere pe deasupra globului terestru sateliţii aceştia „văd" 8% din suprafaţa noroasă a Pămîntului. Această etapă continuă să se dezvolte rapid (la 26 martie şi 6 octombrie 1969 au fost lansaţi doi sateliţi meteo de tip perfecţionat, „Meteor"), conducînd vădit la realizarea unui sistem cosmic meteo operaţional capabil să asigure întocmirea de prognoze hidrometeorologice şi oceanografice de imensă importanţă pentru agricultură, construcţii, navigaţie şi alte activităţi. Sateliţii „Meteor" menţionaţi s-au plasat pe orbită circulară (630 km) polară (81,2 grade).

Pe aceeaşi orbită au fost scoşi ulterior alţi doi sateliţi meteorologici ai seriei, şi anume: unul la 16 martie 1970 (555/643 km), iar celălalt la 28 aprilie 1970 (637/736 km), realizîndu-se astfel un puternic sistem meteo global.

Cît despre ceea ce ar mai fi de întreprins şi de obţinut în perfecţionarea imediat următoare a metodelor şi tehnicii utilizate pentru sistemele meteo cosmice, se apreciază că prin modele noi de sateliţi cu această destinaţie vor putea fi realizate deziderate cum sînt culegerea informaţiilor şi de la o reţea vastă de pe întregul glob de staţii de sol, aeriene (baloane) şi maritime (balize plutitoare) la trecerea satelitului pe deasupra acestora şi trierea lor imediată la bord pentru selecţionarea datelor utile şi transmiterea la sol numai a acestor informaţii; perfecţionarea sistemelor de stabilizare-orientare şi generalizarea principiului de stabilizare gravitaţională pasivă (fără consum de substanţă); îmbunătăţirea instalaţiilor de alimentare cu energie electrică a aparatajului de bord; perfecţionarea instrumentaţiei pentru sondaj pe verticală în vederea determinării temperaturii în structura atmosferei şi nu numai la sol sau în straturile superioare vizitate de satelit; în fine, normalizarea sistemului de schimb de informaţii meteo nerestricţionat între toate ţările, condiţie importantă pentru realizarea meteorologiei globale.

SATELITUL ÎN GEODEZIE

Activitățile spațiale au consacrat, chiar din primii ani de după lansarea primului satelit, o parte importantă de efort spre cunoașterea sau precizarea unor amănunte privitoare la planeta însăși, spre organizarea în acest scop a unor programe de cercetare din cosmos a Pămîntului. Însemnătatea acțiunii se poate aprecia chiar și după următorul fapt: pînă la începutul deceniului al șaptelea, distanțele dintre două puncte (localități) aflate unul pe continentul european, de exemplu, iar celălalt pe teritoriul nord-american erau cunoscute cu o aproximație de 400 m, pentru ca îndată ce s-a trecut la utilizarea obiectelor cosmice în scopuri geodezice și cartografice să se reducă această limită de precizie la 150 m, cu speranța într-o precizare și mai bună ulterior. Posibilitățile acestea noi de cunoaștere mai bună a planetei interesează foarte multe domenii: navigația pe apă, în aer și în spațiu, telecomunicațiile, meteorologia, geologia și altele. De aici atenția acordată problemei.

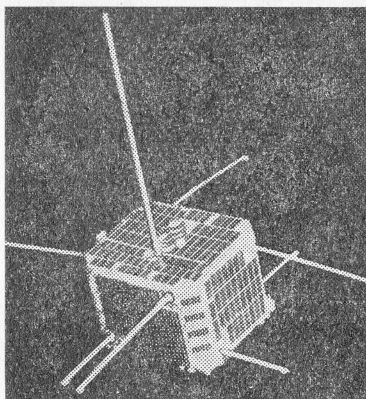
Au fost elaborate programe de cercetare cu obiective ca studierea configurației, masei și structurii planetei, prevăzîndu-se abordarea principalelor aspecte de geodezie: geometric și gravimetric. Primul aspect urma să conducă la precizări de distanțe, să localizeze mai precis insulele nou apărute sau insulițe mai puțin cercetate, să lărgească cunoștințele asupra mișcărilor tectonice și seismice la scara planetei, în timp ce aspectul gravimetric avea să clarifice elemente necesare pentru îmbunătățirea hărții cîmpului gravific terestru, să precizeze locul în spațiu al centrului de masă al Pămîntului, întrucît măsurătorile se raportează la un triedru de referință legat de acesta; în fine, în cadrul aceleiași investigații s-a propus să se determine locul, mărimea și intensitatea unor neregularități în cîmpul gravita-

țional pămîntesc — indicatori prețioși, de exemplu, pentru activitatea de prospecțiuni geologice.

Pentru determinarea distanței dintre două puncte îndepărtate se poate recurge la o metodă de triangulație care constă în fotografierea simultană, în două momente diferite, a satelitului din punctele respective și din încă un punct, a cărui distanță la unul dintre cele două puncte este cunoscută; satelitul este fotografiat pe fondul stelelor la căderea întunericului în regiunea respectivă. Pentru aceasta, firește, satelitul trebuie să fie cît mai luminos, adică să aibă o suprafață cît mai mare care să reflecte bine lumina Soarelui, ceea ce se obține cu ajutorul unor sateliți-balon cu învelișul metalizat sau și cu sateliți mici, substituindu-se efectul reflectant al învelișului cu o balizare directă prin emiterea de impulsuri luminoase puternice cu ajutorul unei instalații adecvate de bord.

Mai departe, poziția stelelor fiind cunoscută cu mare precizie (stelele sînt considerate repere fixe; pe placa fotografică la o deschidere a obturatorului de scurtă durată ele dau imagini punctuale, pe cînd satelitul lasă o mică dîră luminoasă), se poate determina poziția stației necunoscute în raport cu celelalte două de coordonate cunoscute, folosindu-se ca elemente de bază cele două poziții ale satelitului reperate (fotografiate) pe boltă.

În acest mod se rezolvă aspectul geometric al problemei. Pentru aspectul gravimetric trebuie cunoscută evoluția satelitului în timp, variația parametrilor orbitei sale, în care scop trebuie măsurată distanța de la stații la satelit. Pentru aceasta se poate proceda în mai multe moduri, ca de exemplu: se măsoară timpul de propagare a unui semnal luminos (laser) lansat din stație, reflectat de satelit și recaptat de același aparat, sau se măsoară defazajul dintre undele emise de la sol și undele ce se recepționează de aceeași stație, retransmise de satelit, sau, încă, se exploatează efectul Doppler, măsurîndu-se variația frecvenței undelor emise de satelit și recepționate la sol. În primul caz, pe satelit se prevăd niște elemente reflectante speciale (cataphote), în al doilea, o stație radio de răspuns, iar în al treilea, un generator de oscilații de o anumită frecvență stabilită, binecunoscută. Toate metodele pot concura la precizarea orbitei satelitului la fiecare trecere a sa pe deasupra cîte


Fig. 50 Satelit geodezic „Secor"

uneia dintre stațiile de sol ale unei rețele. Modificările constatate atunci cînd satelitul evoluează la înălțimi mai mari de 1 000 km, respectiv într-o regiune unde se mai face simțită atmosfera ca mediu rezistent, se pun pe seama fluctuațiilor cîmpului gravitațional terestru (cu precauțiile cuvenite, întrucît un efect — e drept, incomparabil mai mic — în sensul variației mișcării satelitului mai exercită și atmosfera, și radiația solară, și alți factori cosmici).

Geodezia prin sateliți a început în 1958 în S.U.A. cu programul Anna, din care s-au desprins rapid o direcție civilă, definită prin sateliți „Geos" și o direcție militară, avînd ca reprezentanță tipul de sateliți „Secor" (fig.50). Aceștia din urmă, lansați în număr de 8 pînă la sfîrșitul anului 1967, constituie obiecte cosmice specializate cu ajutorul cărora se pot determina pozițiile la un moment dat ale unor stații de sol mobile utilizate în sistemele militare („Secor"-5, de exemplu, era un corp sferic din aluminiu, cu diametrul de 51 cm, în greutate de numai 18 kg și a fost destinat efectuării unui studiu comparativ între eficiența sistemului optic și a celui electronic de bord: „Secor"-6, 7 și 8 au fost plasați pe orbite polare circulare la 3 700 km și au servit la determinarea exactă a coordonatelor de poziție ale rampelor de lansare a rachetelor balistice intercontinentale, ale stațiilor de radiolocație și ale unor posturi din sistemul așa-numit de „alertă îndepărtată", problemă deosebit de importantă în realizarea lovirii unor obiective îndepărtate sau, respectiv, în asigurarea interceptării și distrugerii în zbor a rachetelor balistice).

Primul satelit „Geos" (175 kg) a fost echipat cu o lampă cu catod rece (tub cu impulsuri de lumină, flash), care emitea impulsuri luminoase după un anumit progam. De asemenea era prevăzut cu trei balize radio, cu frecvențe de emisie de 162, 324 și respectiv 972 Mz utilizate pentru determinarea poziției și vitezei satelitului.

„Geos"-2 (lansat în ianuarie 1968) se prezintă ca o soluție tehnică îmbunătățită. Evolua inițial pe o orbită de tip polar (74 de grade înclinare), la înălțimea de 1 113/1 500 km, înălțime de la care cuprinde în cîmpul său de „vedere" aproape întreaga suprafață a Pămîntului (mai puțin 1,2%). Orbita sa este de tip retrograd, satelitul avînd de fapt înclinarea planului orbitei de 106 grade.

Satelitul este stabilizat prin gradient gravitațional, un alt aspect de reținut, avînd în vedere faptul că orbita sa nu este circulară, ci eliptică. Prin încercări cu o tijă telescopică s-a stabilit lungimea optimă a acesteia (9 m) pentru scopul propus; oscilațiile maximale admisibile au amplitudinea de sub 5 grade.

Specialiștii l-au considerat satelit „poligeodezic", deoarece întrunește aparatajul tehnic pentru mai multe experiențe diferite complementare: localizare radio după emisii proprii, reperaj optic după impulsuri-flash (are 4 lămpi cu neon care dau impulsuri luminoase puternice, declanșate la comanda unor semnale orare), detecție laser (are 400 de cataphote din cuarț, care reflectă și reîntorc raza de lumină coerentă la sursa de unde a fost emisă cu o deviație maximă de 20 de secunde de arc).

Experiențe interesante de telemetrie prin laser au efectuat și specialiștii francezi cu ajutorul satelitului „Diadème" (fig. 51) și al stațiilor de sol construite în acest scop (fig. 52). Satelitul este un corp mic (50 cm diametru, 20 cm înălțime, 19 kg greutate), prevăzut cu 4 panouri solare articulate și cu 5 antene. Este stabilizat prin rotație, astfel încît își menține neschimbată poziția în spațiu. Trebuind să fie orientat pe direcția din care vin razele de lumină de la „tunul" laser, satelitul a fost prevăzut cu un sistem de orientare ingenios, bazat pe folosirea cîmpului magnetic terestru. Sistemul de orientare comportă astfel un magnet fixat pe corpul satelitului, care, tinzînd să-și orienteze axa paralel cu liniile de forță ale cîmpului magnetic pămîntesc, constituie un bun traductor pentru satelit. Pe satelit s-au mai fixat în acest scop patru magneți permanenți lipiți în capătul panourilor solare și al

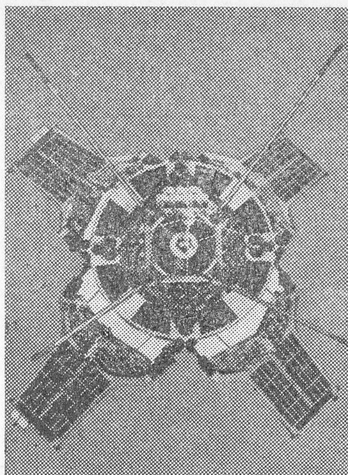


Fig. 51 Satelitul „Diadéme"

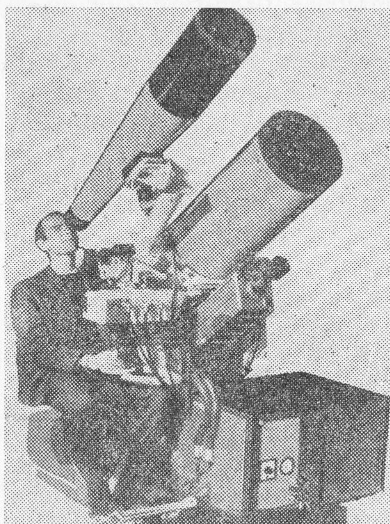


Fig. 52 Stație de sol cu „tun laser" pentru reperarea satelitului „Diadéme"

căror moment magnetic total este aliniat pe axa de orientare, creînd cuplul de acționare necesar. Un sistem simplu de amortizare a mișcării de rotație, constituit din patru conductori magnetici, a asigurat stingerea rapidă a oscilațiilor satelitului în jurul liniilor de cîmp.

Cataphotele (144 în total) au forma unor prisme și prezintă fiecare mai multe fețe de intrare perfect transparente și alte fețe reflectante special prelucrate (fețele reflectante au fost acoperite cu un strat de argint, protejat la rîndul său cu o depunere de monoxid de siliciu, rezistent la radiații).

Cu „Diadéme" s-au efectuat trei feluri de experiențe, și anume: măsurători Doppler, telemetrie laser și fotografierea nocturnă a satelitului. Pe baza lor s-au făcut determinări precise ale parametrilor orbitei și vitezei satelitului, evaluîndu-se posibilitatea de utilizare a metodei acesteia combinate pentru măsurători de distanță în limite de precizie de cîțiva zeci de metri și fixîndu-se în același timp, pe baza datelor laser, o bază de triangulație europeană

incomparabil mai mare decît în sistemul convențional anterior. Apoi s-a făcut orientarea acestui triunghi de bază, cunoscîndu-se direcția de mișcare a satelitului, determinată fotografic. De asemenea s-au rezolvat probleme de triangulație obișnuite, stabilindu-se coordonatele unei stații prin observarea satelitului simultan la două treceri: din aceasta și din alte două stații de coordonate cunoscute. A mai fost studiat cîmpul gravitațional terestru prin observarea deformațiilor orbitei la treceri succesive peste stațiile de reperaj și s-au făcut determinări ale centrului de masă al planetei în raport cu triunghiul de bază, ale cărui vîrfuri au poziții cunoscute în sistemul european compensat.

La 24 iunie 1966 a fost lansat din S.U.A. satelitul-balon „Pageos" (*Passive Geodesic Satellite)*, destinat efectuării de experiențe și determinări de interes geodezic. Satelitul s-a plasat pe o orbită înaltă (4 185 km), constituind o țintă bună de reperaj: se vedea cu ochiul liber noaptea ca o stea strălucitoare.

Deși mai simplu decît sateliții activi, satelitul-balon costă mai scump, datorită precauțiilor la formarea sa pe orbită, pentru că se scoate în spațiu pliat într-un container (56 kg), umflarea sa făcîndu-se ulterior. Pentru umflare se folosesc gazele rezultate din sublimarea prin căldură solară a două substanțe plasate în interior: acid benzoic și antrachinonă. Mai înainte ca balonul să fi luat forma sferică, vaporii de acid benzoic scapă în exterior (balonul nu se închide), iar după cîteva zile de la formarea sa iese și gazul de antrachinonă. În vid, datorită lipsei presiunii atmosferice exterioare, satelitul își menține forma și după ce s-a golit de gazul interior; este un fapt interesant, specific. Pe orbită balonul are 14 850 de metri cubi, oferind razelor solare o mare suprafață reflectantă, de calitate foarte bună; învelișul este din material plastic (tereftalat de etilen), perfect omogen, acoperit prin depunere cu un strat de aluminiu de 0,22 microni, avînd astfel un coeficient de reflexie de 85% pentru undele spectrului vizibil și de 97% pentru gama de frecvență de la 400 la 10 000 MHz.

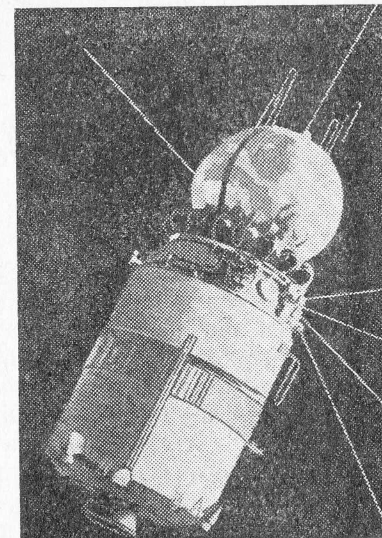
Desigur geodezia prin sateliți va cunoaște în viitor forme superioare de dezvoltare. De altfel, încă de la primele experiențe s-a trecut la rețele de triangulație vaste (cu laturile nu de 30 km, ca în rețelele clasice, ci de 1 000—2 000 km

şi chiar mai mult), pentru care marile întinderi de apă ale Pămîntului nu mai constituie obstacole de netrecut. Rezultatul: hărţi mai precise, determinări mai exacte de distanţe dintre regiuni îndepărtate, iar în final cunoaşterea mai deplină a planetei.

Dar, pe lîngă geodezie şi cartografie, sateliţi de tipul celor menţionaţi aici pot servi şi ca detectori-prospectori cosmici. După caracteristicile modificărilor ce se constată în forma orbitelor lor, se pot obţine indicaţii asupra neomogenităţilor scoarţei terestre şi deci asupra existenţei unor depozite mari mineraliere, pungi de petrol şi gaze etc. Astfel de indicaţii a dat pentru prima oară sputnicul sovietic nr.2, care, semnalînd o mare anomalie gravitaţională şi magnetică, a indicat existenţa în subsol în locul respectiv a unor mari zăcăminte de fier. Şi tot cu ajutorul sateliţilor de prospecţiuni se fac importante cercetări de hidrologie, ca, de exemplu, determinarea cantităţilor de apă, a proprietăţilor şi a repartiţiei apei pe suprafaţa globului şi în subsol; apoi se întreprind cercetări oceanografice deosebit de utile (studierea curenţilor şi a valurilor, detectarea bancurilor de peşte şi altele), se îmbunătăţeşte geografia marilor regiuni. Totodată, instrumentul cosmic considerat este de aşteptat să devină operaţional şi pentru prospecţiuni de interes agricol, el oferind posibilitatea detectării la timp a invaziilor de dăunători, extinderea unor paraziţi în culturi şi păduri etc. Asociate altor servicii aduse agriculturii şi silviculturii de sateliţi, aceste oficii îndreptăţesc convingerea că în viitorul apropiat obiectele cosmice se vor integra total în viaţa omenirii.

COSMONAVE PILOTATE, ÎN JURUL PĂMÎNTULUI

Într-un interval de timp relativ scurt, de la 12 aprilie 1961 — data primului zbor cosmic al omului — şi pînă la finele anului 1969, bilanţul realizărilor la capitolul „nave pilotate" era următorul: 35 de nave pe orbită, spre Lună şi pe Lună (din 4 nave pilotate care au survolat Luna, două au aselenizat), 42 cosmonauţi în spaţiu (dintre care 16 au efectuat cîte două zboruri cosmice, 4 au zburat de trei ori, iar 15 au ieşit din cabină direct în cosmos, 4 — pe Lună); printre aceştia se numără şi o femeie (Valentina Tereşkova). A fost realizat un număr important de „premiere" şi de performanţe, legate de numele a şase tipuri de nave „Vostok" şi „Mercury", „Voshod" şi „Gemini", „Soiuz" şi „Apollo". Sînt trei generaţii de tehnică spaţială specializată cu caracteristici deosebite (navei orbitale „Soiuz" îi corespunde în programul american nava lunară „Apollo", considerată vehicul din generaţia a treia).


Fig. 53 Cosmonava monoloc „Vostok"

Navele din prima generaţie au reprezentat soluţii tehnice mai puţin elaborate, ocupînd totuşi un loc deosebit de important în tehnica spaţială.

„Vostok", de pildă (fig. 53), se compune din trei părţi distincte: o sferă (2,4 m diametru), în care se menţinea un mediu atmosferic

prielnic vieţii, servind drept cabină monoloc, urmată de un corp tronconic de legătură (1 m lungime) şi continuată cu un corp cilindric (4 m lungime şi 2,6 m diametru) cu instalaţia proprie de propulsie.

În jurul corpului intermediar sînt aşezate în colier mai multe butelii de presiune de formă sferică, conţinînd unele un gaz inert pentru ajutajele sistemului de orientare-stabilizare, iar altele oxigen. În capătul cabinei sferice este amplasat un mic compartiment cu aparataj divers. Numai corpul sferic frontal era recuperabil, folosindu-se în acest scop paraşute mari de frînare.

Forma adoptată (sferică, deosebit de „Mercury" şi „Gemini" care aveau forma conică) se prezintă ca o rezolvare optimizată, conferind avantaje importante, ca volum maxim pentru o suprafaţă totală dată şi rezistenţă mecanică superioară.

Construcţia navei „Vostok" poate indica nivelul de complexitate a acestei categorii de tehnică spaţială. În corpul sferic au fost prevăzute două tambuchiuri de evacuare cu deschidere rapidă şi trei hublouri-luminatoare, avînd „geamul" dintr-un material transparent termorezistent şi fiind protejate cu jaluzele acţionabile din cabină.

La bordul navei se aflau aparataj şi instrumentaţie diversă: aparataj pentru asigurare tehnică-biologică (regenerarea aerului, presiune şi temperatură în regim riguros controlat şi altele), aparataj de dirijare automată şi manuală a navei, instrumente de navigaţie (inclusiv un glob orientator pentru conducere „la vedere"), camere de televiziune pentru studierea comportării pilotului pe timpul zborului etc. În blocul intermediar se găseau: o instalaţie radio, aparataj de dirijare şi sistemul de întreţinere şi de reglare a microclimatului din cabină la parametrii stabiliţi. Principalele echipamente din cabină au fost concentrate în pupitrul de dirijare şi fotoliul astronautului. Din fotoliu pilotul putea efectua toate operaţiile ca navigator şi observator, inclusiv conducerea manuală a navei. Pe tabloul de comandă se aflau numeroase instrumente şi aparate de bord (comutatoare, manete, indicatoare şi semnalizatoare, aparataj radio şi de televiziune etc. şi globul menţionat, a cărui rotaţie era sincronizată cu mişcarea navei pe orbită, indicînd pilotului locul acesteia în spaţiu în orice moment).

Fotoliul era prevăzut cu mecanism de catapultare şi cu sistem de paraşutare. În spaţiile laterale şi sub fotoliu se găseau: o rezervă de oxigen, un mecanism de ventilare pentru costum, o staţie de radioemisie şi recepţie, rezerve de alimente, toate pentru situaţia cînd cosmonautul ar fi aterizat forţat într-o regiune nepopulată.

De la o navă „Vostok" la alta, ca şi de la o navă „Mercury" la alta, sistemele tehnice utilizate şi dotarea cabinei s-au îmbunătăţit continuu, pregătindu-se trecerea la etapa superioară, constituită din cosmonavele cu două şi cu trei locuri.

Ca realizări mai deosebite în cadrul primelor programe după lansarea lui „Vostok"-1, sînt de notat: zborul orbital al unei femei, prima femeie-cosmonaut, Valentina Tereşkova (iunie 1963); zborul simultan în cosmos pe orbite apropiate (distanţa minimă 6 km) a două nave pilotate (Nikolaev-Popovici, august 1962) şi recordul de durată a zborului orbital (5 zile şi 5 nopţi) stabilit de V. Bîkovski în iunie 1963.

Lansarea în octombrie 1964 a primei nave „Voshod" anunţa, o dată cu crearea celei dintîi nave cosmice din generaţia a doua, trecerea la o etapă superioară în navigaţia spaţială.

„Voshod"-1 a avut la bord un echipaj constituit nu din simpli cosmonauţi, ci din specialişti, cercetători ştiinţifici: un inginer (V. Komarov), un fizician (K. Feoktistov) şi un medic (B.Egorov), care în timpul zborului nu au mai fost îmbrăcaţi în scafandri spaţiali (grei şi incomozi), ci în costume lejere, obişnuite. A fost posibilă aceasta în urma desăvîrşirii sistemelor de climatizare de bord şi a tuturor sistemelor de protecţie a cabinei. Urmărirea comportării echipajului în zbor a furnizat date importante pentru pregătirea altor zboruri, cu sarcini şi mai complexe (de reţinut calitatea nouă a informaţiilor, rezultate din cercetări efectuate de astă dată de specialişti).

În cadrul aceluiaşi program, în martie 1965 a fost scoasă pe orbită nava „Voshod"-2, realizîndu-se o altă premieră spaţială: ieşirea unuia dintre cosmonauţi (A.Leonov) din cabină direct în spaţiu.

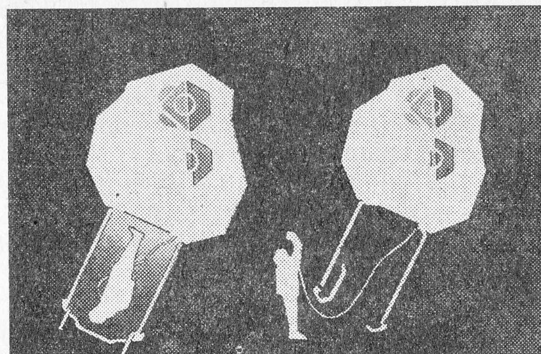


Fig. 54 Schema navei „Voshod", cu ecluză pentru ieşirea din cabină în spaţiu

Schema acestei noi nave (fig.54) arată adoptarea în U.R.S.S. a unei noi forme de vehicul spaţial, diferită de forma sferică anterioară, şi organizarea acestui vehicul astfel ca în timpul zborului să permită desfăşurarea în exterior a unei ecluze telescopice laterale. Cosmonautul care trebuie să iasă în exterior trece mai întîi în această ecluză, care îl va izola de cabină, pentru ca la deschiderea trapei de acces în exterior (uşa a doua a ecluzei) să nu se piardă atmosfera preţioasă din cabină. Faţă de soluţia adoptată în programul „Gemini" de a se depresuriza cabina la ieşirea secundului în spaţiu (soluţie impusă de greutatea şi spaţiul disponibil reduse), procedeul folosit de sovietici este mai avantajos, mai economic şi mai practic (comandantul navei rămîne în cabină îmbrăcat în costumul obişnuit şi nu trebuie să-şi pună şi el scafandrul de exterior).

Programul „Gemini" a început efectiv în martie 1965, cînd a fost plasată pe orbită circumterestră cosmonava „Gemini"-3, avînd la bord primul echipaj de cosmonauţi americani (cuplul Virgil Grissom — John Young). Anterior mai fuseseră lansate două nave din aceeaşi serie, dar fără oameni la bord (prima lansare: 8 aprilie 1964).

La scurt timp după ieşirea în spaţiu a lui Leonov, fapta sa a fost reeditată şi îmbogăţită de Edward White, copilot pe „Gemini"-4 (3—7 iunie 1965), care a evoluat alături

de navă ajutîndu-se de un pistol cu reacţie, o tehnică nouă în arsenalul mijloacelor de propulsie în cosmos.

Din martie 1965 pînă în noiembrie 1966, cînd s-a terminat programul „Gemini", în cadrul său au fost efectuate 10 lansări, în medie executîndu-se o lansare la două luni. O particularitate interesantă a programului „Gemini" a constituit-o modul de alcătuire a echipajelor. În şapte cazuri (din cele zece notate) a fost numit comandant de navă un cosmonaut experimentat, care mai efectuase anterior un zbor în spaţiu.

Cinci astronauţi americani (White, Cernan, Collins, Gordon şi Aldrin) au ieşit în spaţiu şi s-au îndepărtat de navă în limitele cordonului de legătură (7—9 m). Edwin Aldrin („Gemini"-12) a efectuat mai multe ieşiri şi semiieşiri succesive în cosmos, cu o durată totală de 5 ore. În timpul uneia dintre ieşiri, el a rămas în afara navei două ore şi opt minute, iar în timpul unei semiieşiri (capul şi umerii în afara cabinei) două ore şi douăzeci de minute, acestea constituind şi cotele maxime atinse la sfîrşitul programului în fiecare dintre cele două forme de activitate spaţială menţionate.

În timpul zborurilor efectuate în cadrul programului „Gemini" au fost experimentate cu bune rezultate o serie de aparate şi dispozitive noi, destinate reperajului şi conducerii automate a navei urmăritoare spre un obiect-ţintă, precum şi un agregat economic pentru producerea de energie electrică la bord, pilele de combustibil. Acestea din urmă constituie o tehnică dintre cele mai promiţătoare: pilele respective, realizate la o greutate mult redusă faţă de sursele chimice „clasice", sintetizînd apa din oxigen şi hidrogen, produc curent electric şi apă de băut. Se cunoaşte că trei asemenea pile, în greutate de 110 kg, sînt utilizate şi în vehiculul lunar „Apollo", asigurîndu-se astfel o putere totală de circa 2 kW. În felul acesta, în loc să se transporte în navă un bloc de acumulatori de 1 100 kg pentru a se asigura consumul electric mediu de 60—80 kwh, este suficientă amplasarea la bord a unui bloc de pile de combustibil de numai 110 kg. Economia de încărcătură utilă este apreciabilă, iar avantajul soluţiei este sporit de posibilitatea obţinerii, zilnic, ca „deşeu", a 20 de litri de apă de băut, mai mult decît necesarul stabilit pentru cei trei astronauţi. Aceasta

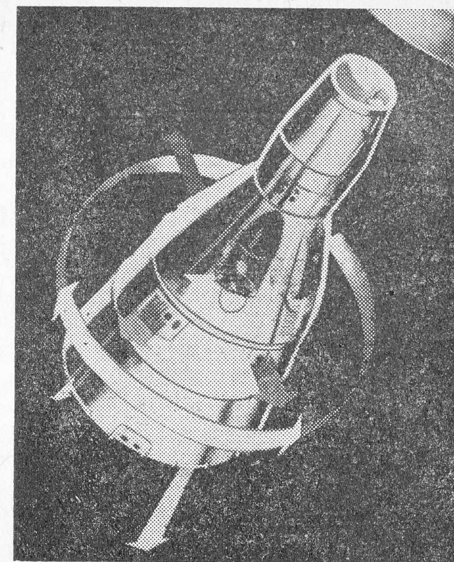
îndreptăţeşte eforturile ce se fac pentru îmbunătăţirea construcţiei pilelor respective, ţinînd seama că de fiecare dată cînd au fost folosite pe navele „Gemini" au ocazionat pene de curent, situaţia menţinîndu-se şi la începutul programului „Apollo" (inclusiv mărimea „Apollo"-13).

Menţionînd elementele noi de tehnică spaţială utilizate în cadrul programului „Gemini", trebuie notat şi sistemul de reperaj şi urmărire a navei-ţintă (în principal un radiolocator şi un calculator electronic), cu ajutorul căruia s-au obţinut datele necesare pentru executarea manevrelor de apropiere şi cuplaj (se afişează la bord viteza şi distanţa relativă dintre navă şi ţintă şi se dau indicaţii asupra comenzilor pentru acţionarea motoarelor-rachetă de orientare şi manevră, aşa cum se arată în fig. 55).

Cît despre metodele de navigaţie ajutate de această tehnică, ele au fost afirmate de o serie de lansări, astfel: la lansarea din martie 1965 („Gemini"-3, comandată de V. Grissom) s-a verificat posibilitatea manevrării repetate a navei, şi nu numai cu schimbarea formei plane a orbitei, ci chiar cu uşoara rotire a acestui plan (pînă la o zecime de grad). Încercările de manevră au evoluat ulterior, obţinîndu-se rezultate bune în efectuarea cuplajului orbital al navei cu o rachetă-ţintă.

Un cuplaj reuşit a fost executat în iulie 1966 („Gemini"-10), cînd a fost dovedită posibilitatea utilizării vehiculului remorcat ca parte motoare a navei compuse pentru efectuarea diferitelor manevre în cosmos. De pildă, îndată după cuplaj, acţionînd motorul ţintei „Agena"-10 şi folosind rezerva de combustibil a acesteia, nava a trecut de pe orbita circulară pe care efectuase cuplajul (295 km) pe o orbită eliptică alungită (296/763 km), coborînd apoi la 388 km, în vederea ieşirii nepericuloase a copilotului Collins. Ulterior, în septembrie („Gemini"-11), succesul a fost dezvoltat, reuşindu-se să se înscrie nava, prin acelaşi procedeu, pe o orbită cu şi mai mare excentricitate (298/1 365 km), cu rămînerea ei pe această orbită două ture consecutiv.

Astronauţii care au ieşit în spaţiu au avut de îndeplinit misiuni dintre cele mai diferite. Gradul maxim de complexitate l-a avut sarcina de inspectare a ţintei după cuplaj şi de desprindere dintr-un locaş exterior al acesteia a unui cablu de 30 m. Cu cablul respectiv au fost legate cele două corpuri (nava şi ţinta) în vederea realizării ulterioare,


Fig. 55 Nava „Gemini", vedere generală şi schema de dispunere şi acţionare a microrachetelor de orientare şi manevră

după decuplare, a stabilizării sistemului prin gradient gravitaţional (pasiv). Este vorba de rotirea sistemului în jurul centrului de masă comun cu o viteză astfel stabilită, ca perioada sa de revoluţie să fie egală cu perioada de rotaţie în jurul Pămîntului (90 de minute); după primul impuls de antrenare în această mişcare, sistemul continuă să se rotească datorită potenţialului gravitaţional diferit la nivelul orbitelor celor două corpuri (unul evoluează de fapt pe o orbită cu 30 m mai înaltă decît cealaltă, iar vitezele lor orbitale sînt egale cu viteza centrului de masă). Această experienţă originală a fost executată cu bune rezultate la ultimele două lansări din cadrul programului.

Alte misiuni interesante ale celor care au vizitat cosmosul din afara navei: încercarea unor unelte de lucru (cleşti şi chei) şi executarea unor activităţi simple de montaj (strîngerea şi desfacerea unor piuliţe, împingerea şi tragerea unor buloane şi altele), scoaterea şi prinderea unor containere şi plăci expuse meteoriţilor de pe corpul navei sau ţintei etc.

În sfîrşit, cîteva cifre recapitulative: au fost efectuate zboruri de durată ale navelor cu echipaj („Gemini"- 5, 8 zile; „Gemini"-7, 14 zile); a fost atinsă înălţimea record la această categorie de vehicule spaţiale de 1 365 km.

La încheierea programului „Gemini" rămăseseră însă destule probleme neclarificate. Astfel, sistemul adoptat pen-

tru executarea manevrelor de întîlnire şi de cuplaj orbital este costisitor (neeconomic), în mai multe împrejurări consumul de combustibil depăşind prevederile; nu s-a obţinut nici un grad de siguranţă pe deplin corespunzător al acestei tehnici. Apoi, defecţiuni la pilele de combustibil au fost constatate la fiecare lansare unde s-au folosit asemenea surse de energie electrică, inclusiv în timpul zborului navei „Gemini"-12. Iar un alt aspect deosebit de important, asigurarea tehnică-biologică a astronautului care iese în spaţiu şi, legat de aceasta, comportarea sa în condiţiile executării unor lucrări în exterior, au rămas încă cu semne de întrebare.

PROGRAMUL „SOIUZ"

În Uniunea Sovietică se acordă atenţie prioritară dezvoltării unui program vast de explorare a spaţiului cosmic cu ajutorul navelor-satelit pilotate aparţinînd generaţiei a treia de tipul „Soiuz".

Se poate constata că zborurile navelor pilotate de după aprilie 1967 (la 23—24 aprilie 1967 a fost plasată pe orbită prima navă „Soiuz", avînd la bord pe cosmonautul V. Komarov; o defecţiune a sistemului de paraşutare a cabinei a provocat prăbuşirea acesteia la aterizare şi moartea pilotului) au constituit momente ale unui program judicios de rodaj al noilor cosmonave sovietice. În cadrul acestui program un loc central îl ocupă zborurile în grup.

Expresia „zbor în grup" a fost introdusă o dată cu plasarea pe orbite apropiate, în august 1962, a două nave „Vostok", pilotate una de A. Nikolaev, cealaltă de P. Popovici. Un an mai tîrziu zburau într-o manieră similară alte două nave monoloc, la bordul cărora se aflau, respectiv V. Bîkovski şi V. Tereşkova. Deşi de fiecare dată în cele două situaţii menţionate, aparatele cosmice s-au aflat în anumite momente ale zborului foarte aproape unul de altul (depărtarea minimă, 6 km), iar piloţii au stabilit o legătură radio unul cu celălalt şi au rezolvat, coordonat, unele probleme de observaţii în spaţiu, totuşi pe atunci evoluţia navelor pe orbită a decurs strict balistic, fără să se fi pus problema executării vreunei manevre, automate sau manuale pe timpul zborului în grup.

La 30 octombrie 1967 s-au efectuat cu succes întîlnirea şi joncţiunea dirijată în spaţiu a doi roboţi — sateliţi „Cosmos"-186 şi 188 —, demonstraţie repetată (optimizată) anul următor, la 15 aprilie, cu perechea de sateliţi „Cosmos"-212 şi 213. Sa făcut un pas important spre punerea la punct a tehnicii de cuplaj orbital în sistem automat de conducere — sarcină principală a programului „Soiuz".

Pasul următor l-a făcut cosmonautul G. Beregovoi, care

la bordul prototipului „Soiuz"-3, la 26—30 octombrie 1968, a efectuat manevre succesive de apropiere de nava nepilotată „Soiuz"-2 aflată pe o orbită învecinată.

În fine, la 16 ianuarie 1969 s-a realizat prima stație-laborator pe orbită în jurul Pămîntului prin apropierea și joncțiunea cosmonavelor pilotate „Soiuz"-4 și „Soiuz-5. Pentru aceasta s-a recurs la pilotaj automat în anumite faze ale manevrei, partea principală a dirijării zborului rămînînd încredințată automatelor de bord.

Programul „Soiuz". a intrat într-o fază nouă, decisivă o dată cu zborul orbital în formație al navelor „Soiuz"-6, „Soiuz"-7 și „Soiuz"-8, lansate una după alta, la interval de 24 ore, între 11 și 13 octombrie 1969. Ele au găzduit la bord în total șapte cosmonauți, dintre care doi „veterani", care au mai zburat în spațiu cu același tip de navă. În fiecare echipaj a fost inclus un inginer de bord, iar în echipajul nr. 7 și un inginer cercetător, aceste misiuni fiind impuse de scopul experienței, care a constat în principal din evaluarea tehnică a noului material.

La terminarea misiunii cosmonavele au aterizat de asemenea una după alta, în aceeași ordine de la plecare.

Cele trei echipaje au demonstrat o pregătire temeinică, multă siguranță în stăpînirea noului material, o cunoaștere aprofundată a metodelor pilotajului cosmic. Cît privește nava experimentată, aceasta a dovedit calități remarcabile.

Durata programului a fost de 7 zile (11-18 octombrie), fiecare navă rămînînd în Cosmos 5 zile; trei din aceste cinci zile au fost consacrate unei „simultane" spațiale, cu participarea celor șapte membri ai echipajelor menționate. În timp ce piloții au avut de executat diferite manevre de optimizare a zborului, de corectare și schimbare a orbitei, inginerilor de bord le-au revenit, pe lîngă sarcini operative de navigație, și atribuții de experți în problemele tehnice de construcție, organizare și echipare a navei (misiunea lor principală a constituit-o controlul funcționării agregatelor, sistemelor, instalațiilor și aparatelor de bord, pentru aprecierea rezervei de perfecționare a acestora). Cercetătorului științific i s-au încredințat sarcinile de bază ale programului de experimentare a unor instrumente, aparate și dispozitive noi, a unor metode și practici noi.

Zborul „Soiuz" din octombrie 1969 a fost deosebit de complex, el reflectînd prioritatea ce se acordă în Uniunea Sovietică stațiilor orbitale locuite, cu existență îndelungată. În același timp, însă, rămîn în atenție în continuare sateliții automați utilitari, hidrometeorologici, de telecomunicații, de navigație, geodezici și geologici. De asemenea, se întreprind mai departe și cercetări cu caracter științific și tehnologic în spațiul circumterestru apropiat, în jurul Lunii și pe Lună, precum și în largul oceanului cosmic interplanetar.

Echipajelor le-au fost încredințate sarcini mari pentru trecerea îndrăzneață la o etapă superioară. Sub comanda lor au fost efectuate 31 de manevre complicate, cu treceri succesive de pe o orbită pe alta, cu preluarea rapidă a comenzilor manuale după o anumită fază de zbor dirijat autonom. Unele manevre s-au executat folosindu-se date furnizate de stațiile terestre, altele—complet autonom. De pildă, la un moment dat „Soiuz"-7 a fost numită „navă-bază", iar celelalte două echipaje au primit misiunea să-și conducă rapid navele spre ea, simulîndu-se astfel o ieșire promptă în situație de avarie sau un transport de materiale la un anumit punct dintr-un șantier cosmic ori la o stație orbitală. Sau, un alt exemplu de manevră specifică: conform programului, pe timpul zborului în formație, „căpitanul" acesteia, colonelul Șatalov, comandant pe „Soiuz"-8, a cerut celorlalte două echipaje să se apropie reciproc prin manevrele cele mai economice (ca timp și consum de substanță), respectiv să optimizeze o astfel de evoluție dirijată, utilizînd atît comenzile automate, cît și pe cele manuale, fără vreun concurs din partea stațiilor terestre. Navele au manevrat cu o precizie înaltă, apropiindu-se una de alta pînă la numai cîteva sute de metri, totul petrecîndu-se în văzul comandantului formației. În felul acesta, simultan cu observarea reciprocă a navelor din cabinele respective, prin compunerea grupului din trei nave s-a creat posibilitatea de supraveghere îndeaproape și din afara lor. Firește, observațiile astfel întregite, judecate pe loc și confruntate cu observațiile tuturor membrilor echipajelor participante au constituit argumente la definitivarea concluziilor asupra materialului și metodelor experimentate.

S-a demonstrat în acest fel o mare posibilitate a tehnicii spațiale sovietice, de a instala cîte un dispecerat la fiecare viitor șantier cosmic, cu rolul de urmărire și dirijare

a transportului de materiale şi chiar a lucrărilor de asamblare-montaj. Legat de acest ultim aspect, trebuie reamintit succesul repurtat de echipa „Soiuz"-6 în experimentarea unei instalaţii de sudură în condiţii de vid cosmic şi imponderabilitate. Experienţa sugerează lucrări de atelier similare, nu neapărat pentru „zidirea" laboratoarelor orbitale, ci chiar pentru industria pămînteană, vital interesată într-un progres grabnic pe această linie. Se apreciază că numai pe calea sudurii cosmice, la rece, se pot obţine îmbinări practic desăvîrşite între metale în stare pură, neacoperite cu oxizi şi fără modificări structurale, care le slăbesc rezistenţa, precum şi prinderea oţelului de sticlă, a argintului de cuarţ, a metalelor de metaloizi etc.). Este de aşteptat ca în viitorul apropiat unele produse ale industriei electrotehnice şi o serie de aparate de înaltă precizie cu destinaţie pur pămînteană să conţină în schema lor componente realizate cu materiale turnate sau sudate în cosmos. Asemenea produse noi, de perspectivă, pe care laboratorul spaţial le-ar putea furniza ar fi, de exemplu: bila de rulment cu formă perfectă şi oţelul spongios, mai uşor decît aluminiul.

La bilanţul misiunii s-a arătat şi importanţa observaţiilor şi măsurătorile simultane, sistematice, geodezice şi geologice, efectuate de cele trei echipaje „Soiuz", precum şi aportul formaţiei la depistarea unor taifunuri şi uragane în formare, cu avertizarea Pămîntului asupra direcţiilor de invazie ale acestora. S-a mai menţionat că pe cînd navele survolau emisfera sudică, deci cînd nu erau radiovizibile din staţiile sovietice de sol şi de pe mare, s-au realizat legături radio stabile cu una din navele de urmărire din Atlantic (nava „Komarov") folosindu-se ca releu cosmic satelitul de telecomunicaţii „Molnia"-1.

În fine, în perioada 1—19 iunie 1670 a fost efectuat zborul orbital cel mai lung al unei nave pilotate — „Soiuz"-9, echipaj: „veteranul" Andrian Nikolaev şi Vitali Sevastianov. Timp de 18—zile cosmoauţii au executat un amplu program spaţial de experienţe şi cercetări, tehnic-ştiinţifice cu caracter teoretic şi aplicativ şi medico-biologice.

Acestea şi multe alte activităţi desfăşurate în comun sau separat de echipajele formaţiei „Soiuz" îşi au, cum s-a arătat, locul şi importanţa lor în programul vast sovietic de dezvoltare prioritară a reţelelor şi sistemelor cosmice de

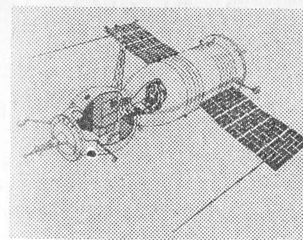


Fig. 56 Prototipul de zbor al cosmonavei „Soiuz"

sateliţi utilitari şi de trecere în viitorul apropiat la noi forme, net superioare, de explorare a spaţiului extraatmosferic, prin construirea de staţii orbitale locuite, cu existenţă îndelungată.

În încheierea prezentării programului „Soiuz", dăm o scurtă descriere a tipului de navă experimentată:

„Soiuz" (fig. 56) este o navă complexă, alcătuită din trei corpuri (module) distincte: un compartiment sferic, în faţă, apoi un altul tronconic la mijloc şi, în fine, ultimul, cilindric, înapoi. Masa totală este estimată la 9 tone, repartizate egal pe cele trei corpuri. I se atribuie o lungime de 9-10 metri şi o anvergură a aripii, constituite prin deplierea panourilor cu celule solare, de circa 12 metri.

Corpul orbital — sfera frontală, cu diametrul de 3 m, dispusă în faţa cabinei de comandă — reprezintă un mic laborator complet utilat şi asigurat tehnic-biologic pentru lucrul şi odihna celor trei oameni din cabină. Aici cosmonauţii îşi fac exerciţiile de gimnastică, se odihnesc, dorm, fac cercetări-observaţii, măsurători, experimentări. Interiorul este judicios amenajat: în dreapta, standul cu aparatură de laborator, inclusiv aparatură de observare (patru hublouri practicate în perete de-a lungul standului îngăduie o bună vizibilitate spre exterior); în faţă, instalaţia de cuplaj, cu organizare specifică, după cum se prevede ca nava considerată să fie amarată sau să constituie vehicul activ în joncţiunea orbitală (navele „Soiuz" lansate în octombrie 1969 nu au avut instalaţie de cuplaj); în stînga, o ecluză de exterior.

Cabina de comandă este partea recuperabilă a vehiculului cosmic. Are 3 metri diametru şi 2,5 metri lungime. Un colier de motoare-rachetă mici o înfăşoară la exterior, constituind organele de execuţie a comenzilor de corecţie a orbitei, de orientare şi stabilizare. În interior, în faţa unor panouri dezvoltate cu aparatură de bord se găsesc trei fotolii, alăturate, pentru echipaj. Şi cabina are trei hublouri

pentru observare în afară, unul dintre ele fiind prevăzut cu un vizor optic special, de orientare, care indică în fiecare moment punctul de pe glob survolat. De o parte și de alta a fotoliului comandantului se găsesc manetele de comandă, una pentru controlul de atitudine a navei (controlul mișcărilor sale în jurul centrului de greutate), iar cealaltă, pentru modificarea vitezei de zbor, respectiv pentru controlul schimbărilor de poziție ale centrului de greutate. Vehiculul este dotat cu patru camere de televiziune, una fixă, în cabină, alta mobilă, în compartimentul orbital, și alte două în exterior,pentru supravegherea din cabină a spațiului pe direcția de înaintare (observarea directă pe această direcție este împiedicată de prezența în față a compartimentului orbital). Camerele operează după standardul comercial: 625 linii, 25 imagini pe secundă. Cît despre corpul cilindric din mijloc — un autentic modul de serviciu —, acesta are 3 metri diametru și tot atît lungimea. Are o încăpere presurizată, în care sînt instalate principalele sisteme de bord: termoreglare, alimentare electrică, radiocomunicații, radiotelemetrare, control atitudine și impulsuri de corecție, precum și o instalație de calcul pentru elaborarea comenzilor de manevră. Restul compartimentului este nepresurizat. În el se găsesc instalațiile sistemului auxiliar de propulsie (mai puțin ajutajele reactive, care sînt periferice) și două motoare rachetă principale, fiecare cu tracțiunea de 400 kg, dintre care unul este ținut ca rezervă de securitate.

Sistemele de propulsie și de navigație ale navei „Soiuz" îi permit să execute manevre pînă la o depărtare de Pămînt de 1 300 km, inclusiv joncțiunea orbitală. De remarcat și aptitudinea acestui vehicul de a fi la fel de bine teledirijat, din stațiile terestre, sau de a evolua complet autonom, fie la comanda piloților, fie automat, pe bază de program. Și încă o remarcă interesantă: corpul orbital pe de o parte, și cabina atașată la modulul de serviciu, pe de altă parte, pot constitui aparate cosmice independente. Aceasta permite dezvoltări separate în viitor, astfel ca pe structura primului compartiment, realizat la o masă de 10-20 tone, să se realizeze o stație orbitală spațioasă, iar vehiculul constituit din cabină și corp motor să devină aparat de zbor destinat legăturii periodice cu stația (pentru schimbul personalului și aprovizionare).

MIJLOACE DE PROTECȚIE A COSMONAUTULUI ÎN AFARA CABINEI

Tehnica de asigurare a zborului unui cosmonaut în afara cabinei în spațiul cosmic este destul de complexă, prezentîndu-se în forme dintre cele mai diferite.

Pe lîngă protecția împotriva efectelor radiațiilor solare și cosmice, protecție ce se realizează prin scafandrul cosmic (costumul pe care-l poartă cosmonautul) — o îmbrăcăminte specială, alcătuită din 10-20 de straturi de material elastic rezistent —, omului aflat în afara navei trebuie să i se asigure în permanență o cantitate de oxigen necesar pentru respirație. Alimentarea cu aer prin tubul de legătură limitează posibilitățile de deplasare a cosmonautului în spațiu, ceea ce a determinat realizarea unor instalații portative care îndeplinesc același rol ca și instalațiile de asigurare tehnică-biologică din cabină (regenerarea aerului și împiedicarea acumulării sub cască, în condițiile stării de imponderabilitate, a produselor de respirație — bioxid de carbon și vapori de apă —, deci ventilația și absorbția acestor produse, apoi termoreglarea, menținerea presiunii interioare la valorile stabilite etc). Totodată a fost necesar ca în același agregat — de dorit cît mai ușor, cu un volum cît mai redus și cu o formă cît mai convenabilă pentru transport, deci cît mai portabil — să fie cuprinsă și o instalație individuală de propulsie în spațiu, care să-i înlesnească purtătorului deplasarea controlată cu diferite viteze pe distanțe de cel puțin cîteva sute de metri. În legătură cu instalația de propulsie a cosmonautului trebuie precizat că aceasta, întrucît trebuie să funcționeze în vid, în mod necesar va fi de tip rachetă. Așa au și fost concepute și realizate diverse sisteme individuale, portative, de propulsie în spațiul cosmic, ca mici motoare-rachetă funcționînd cu gaze reci, jeturile obținîndu-se fie prin simpla ejectare a unui gaz (heliu sau azot) prin ajutaje de reacție, fie prin descompunerea apei oxigenate și ejectarea prin ajutaje a produselor rezultante.

Există în prezent și instalații portative de propulsie simple — independente de sistemul autonom de asigurare biologică —, precum și instalații încorporate. Din prima categorie fac parte pistoalele cu reacție, de felul celui acționat de White („Gemini“-4) și de alți astronauți americani care au ieșit în spațiu. Pistolul respectiv (Zero-G Interogation Propulsion Unit — ZIP) este un aparat greu, din oțel inoxidabil și aluminiu, format din două butelii cu oxigen comprimat (presiunea: 300 kgf/cm^2), un reductor de presiune, un mecanism de acționare (cu clapetă), tubulatura de alimentare și trei ajutaje. Modul de funcționare poate fi urmărit în figura 57: apăsînd pe pîrghia de comandă (o clapetă) a mînerului pistolului în partea de sus sau de jos ori la mijloc, cosmonautul poate regla debitul de gaz care circulă pe conducte spre ajutajele reactive (două ajutaje laterale cu tracțiunea de 0,5 kgf fiecare, iar al treilea central, cu tracțiunea de 1 kgf). Ajutajele laterale, fixate în capătul tijei superioare (0,7 m lungime), sînt orientate în sens opus ajutajului central.

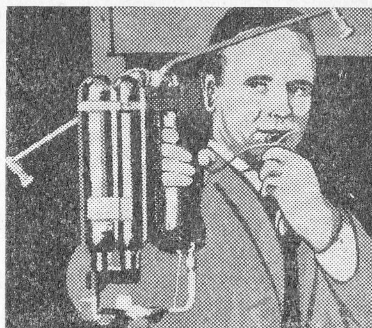
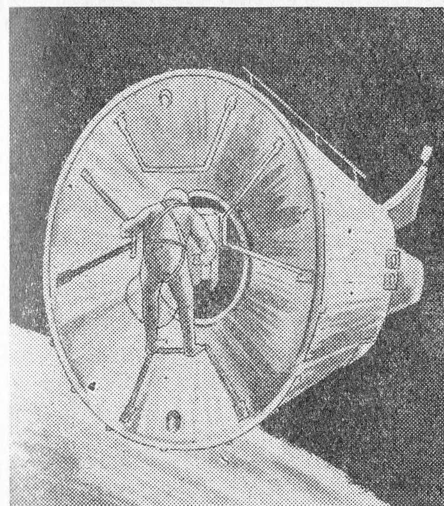


Fig. 57 Pistol cu reacție pentru deplasarea astronautului în spațiu, în afara cabinei

Pe timpul evoluțiilor sale în spațiu, cosmonautul ține cu mîna dreaptă pistolul, îndreptîndu-l astfel ca forța de tracțiune a ajutajului central să treacă prin dreptul șoldului, iar tija orizontală la nivelul umerilor.

O construcție mai complicată are fotoliul A.M.U. (Astronaut Maneuvering Unit), pe care urma să-l verifice Cernan („Gemini“-9) în timpul ieșirii sale în spațiu. Sistemul prezenta unele avantaje în exploatare, astfel: 1) putea asigura purtătorului mare autonomie biologică și tehnică (inclusiv posibilitatea nerestricționată, de deplasare întrucît se înlătură cordonul ombilical); 2) îi lăsa complet libere brațele, deoarece aparatul se poartă pe spate ca o raniță și 3) îi putea stabiliza automat poziția în spațiu, prevenind rostogoli-



Fir. 58 Încercarea raniței autopropulsante A. M. U. (ilustrație)

rile periculoase. Experiența făcută cu primul model n-a dat satisfacție. Cosmonautul s-a deplasat în partea posterioară a navei, unde se găsea aparatul (în cabină nu avea loc), l-a fixat pe spate și a încercat să-l folosească (fig. 58), dar rezultatele au fost necorespunzătoare, arătînd că sistemul nu era încă pus la punct.

A.M.U. (72,5 kg) a fost prevăzut cu 12 motoare-rachetă mici cu apă oxigenată, care i-ar fi îngăduit purtătorului atît să se deplaseze în orice direcție, cît și să-și corecteze poziția unghiulară și să se orienteze în spațiu. Ajutajele erau astfel dispuse, încît jeturile să nu lovească în brațele sau în picioarele cosmonautului.

În aceeași structură cu partea de propulsie se mai găseau: un sistem inerțial de stabilizare cu trei giroscoape, un mic sistem logic de calcul, un sistem de telemăsură, un radioemițător, semnalizatoare optice pentru reperaj, un sistem de alarmare optică și acustică pentru avertizare asupra faptului că rezerva de oxigen sau de apă oxigenată sînt pe sfîrșite, butelii de oxigen și agregatul cu apă oxigenată.

Giroscoapele menționate erau așezate cîte unul pe fiecare axă principală de rotație (tangaj, girație și ruliu). Semnalul de corecție dat de ele se transmitea schemei logice a autopilotului și, după amplificare, la supapele de deschidere a ajutajelor.

Într-o variantă perfecționată, ranița A.M.U. urma să-i asigure purtătorului posibilitatea să rămînă în spațiu pînă la 4 ore și să se îndepărteze de navă pe o rază de 3,5 km.

Fiecare cosmonaut la ieşirea din cabina „Gemini" purta, prins de scafandru pe piept, un mic container conţinînd sisteme de control ale temperaturii şi presiunii din costum, precum şi o rezervă de oxigen pentru 30 de minute de respiraţie *(Extravehicular Life Support System*, ELSS).

Desigur, această tehnică de asigurare biologică a zborului independent (autonom) şi de propulsie se va dezvolta rapid în etapele intensificării activităţilor de construcţii în spaţiu, cînd cosmonauţii vor avea de efectuat diverse lucrări în exterior (transport de materiale de la o navă la alta, montaj, verificări tehnice etc.)

De asemenea o atenţie deosebită se va acorda echipării „lunauţilor" cu astfel de instalaţii autonome, tot mai perfecţionate şi dotate cu resurse de supraveţuire cît mai îndelungată în mediu fără aer şi cu mari solicitaţii termice.

TEHNICA DE RECUPERARE A OBIECTELOR COSMICE

Probleme deosebite în ceea ce priveşte asigurarea intrării fără pericol în atmosferă a unui obiect cosmic se pun numai după ce acesta s-a apropiat de planeta noastră la mai puţin de 100 km. De exemplu, în cazul navei „Apollo", operaţia de readucere începe la 122 km şi se desfăşoară teoretic în modul următor:

La înălţimea menţionată, cabina se desprinde de modulul de serviciu. Prin acţionarea motorului propriu şi ulterior prin alte procedee, nava îşi reduce treptat viteza de la 10,8 la aproximativ 9 km/s la înălţimea de 60 km. Urmează o coborîre extrem de lină. Intrarea în straturile mai dense de aer se face acum aproape orizontal; mişcîndu-se ca o piatră care lunecă pe suprafaţa apei, nava îşi reduce viteza, îndepărtîndu-se din nou de Pămînt (ajunsă din nou la 100 km, nava are o viteză de numai 7,5 km/s). Mai departe înălţimea scade rapid, dar cu o reducere minimă a vitezei (pentru o coborîre a navei de la 100 km la 50 km, viteza scade numai cu 0,5 km/s). Din nou traseul parcurs este aproape orizontal, dar viteza este făcută să scadă rapid, încît la înălţimea de 30 km nava mai are doar 1,2 km/s.

Este deosebit de important să se cunoască şi modul cum variază încălzirea pe timpul coborîrii. Fluxul termic pentru coborîrea normală, cu suprasarcina-limită de 4 *g*, creşte în primele două minute de coborîre, apoi pe timpul ricoşetului spre straturile mai puţin dense ale atmosferei (de la înălţimea de 60 km la cea de 100 km) scade treptat, începînd din nou să crească în momentul cînd nava mai are de zburat circa 7 minute. De aici mai departe încălzirea aerodinamică, datorită frecării învelişului navei cu particulele de aer, creşte continuu pînă la valoarea de 625 de kilocalorii pe metru pătrat într-o secundă, pentru ca pe ultimele 100 de secunde de parcurs să se reducă sensibil pînă la valori neînsemnate.

Nava, reprezentînd un aparat de zbor cu forţă portantă, poate fi manevrată în aşa fel, încît aterizarea să se facă într-un coridor cu o anumită lăţime. Coridorul este limitat atît superior, cît şi inferior. Limita superioară corespunde unei distanţe de străbătut de 6 500 km, adică, din punctul unde începe frînarea, nava executînd manevrele de pătrundere treptată în straturile dense de aer —, mai parcurge 6 500 km pînă ce va atinge solul. Limitarea inferioară este dictată de efectul termic al frecării navei cu particulele de aer la intrarea sa sub un unghi mai mare pentru scurtarea timpului de coborîre; în acest caz, distanţa-limită de străbătut se reduce la 2 800 km. Pentru cabina „Apollo" se prevede posibilitatea aterizării într-un punct, mai apropiat sau mai îndepărtat, în limitele unei distanţe de 1 600 km, prin utilizarea atît a forţei de tracţiune a motoarelor de manevră, cît şi a forţelor aerodinamice, care acţionează asupra navei în mod diferit în funcţie de unghiul de atac.

Aterizarea propriu-zisă începe la înălţimea de 7,3 km, cînd se comandă largarea buclei termice şi îndată după aceea deschiderea paraşutelor. Se desfac mai întîi două paraşute stabilizatoare, care frînează nava puternic (dar nu periculos pentru echipaj), reducîndu-i viteza de coborîre de la 120 la 60 metri pe secundă la înălţimea de 3 km. Frînarea aerodinamică este întreţinută mai departe prin deschiderea paraşutelor principale (trei la număr) care sînt trase afară din lăcaşul lor de către paraşutele extractoare. Se asigură astfel micşorarea vitezei de coborîre pînă la 8 m/s, viteza de contact la aterizare (amerizare).

Tehnica şi metodele utilizate la reîntoarcerea din spaţiu a navelor pilotate sînt verificate minuţios prin exerciţii de readucere (recuperare) a obiectelor cosmice plasate în diverse scopuri pe orbite circumterestre. Pînă la sfîrşitul anului 1969 fuseseră recuperaţi aproximativ 300 de sateliţi artificiali ai Pămîntului, dintre care 35 de nave pilotate (36 cu „Apollo"-13, lansată în aprilie 1970).

În figura 59 este arătată schema de recuperare a navelor „Vostok". Sînt indicate succesiv: momentul orientării navei pe orbită (*1*) în raport cu Soarele şi orizontul, astfel ca retrorachetele să fie îndreptate în sens opus înaintării navei; acţionarea motoarelor (*2*) şi trecerea navei pe traiectoria

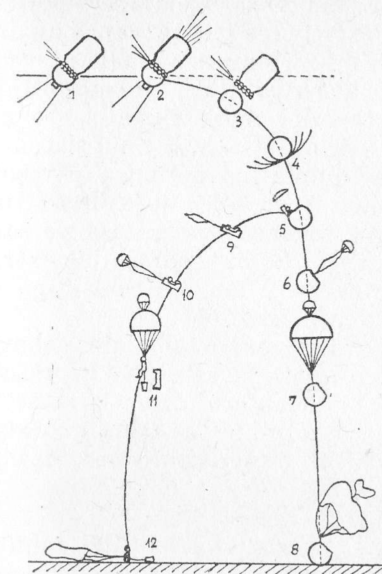


Fig. 59 Schema de recuperare a cabinelor „Vostok"

de coborîre (viteza a fost redusă cu o valoare nu prea mare, pentru ca unghiul de reintrare să se menţină la valori mici); detaşarea cabinei (*3*) de blocul tehnic după încetarea funcţionării motoarelor şi stabilizarea aerodinamică automată a cabinei; pătrunderea în straturile dense al atmosferei avea loc la 10 minute după aprinderea motoarelor şi, ca urmare, acceleraţia de frînare creştea mai întîi lent pînă la 6 g şi apoi rapid pînă la 8 g (g-acceleraţia gravitaţiei); căldura rezultată prin frecarea învelişului navei cu aerul provoca arderea stratului exterior, de sacrificiu, fără ca aceasta să influenţeze parametrii microatmosferei din interior.

Momentul *5*, marcat pe schemă, reprezintă deschiderea trapei superioare în vederea eliberării ieşirii pentru catapultarea cosmonautului în scaun (*9*), iar ulterior pentru scoaterea paraşutelor de recuperare a navei. Aceasta se întîmpla la circa 15 minute după aprinderea retrorachetelor, cînd fuseseră parcurşi aproximativ 7 000 km de drum pe traiectoria de coborîre şi nava îşi redusese viteza de la 8 000 la 200 m/s. Acum cosmonautul putea fie să se catapulteze şi să aterizeze lin cu paraşuta proprie, fie să aterizeze cu nava; prima soluţie a fost aleasă de Gagarin, pe cînd ceilalţi cosmonauţi care au pilotat navele „Vostok" au rămas în navă la aterizare. Două paraşute frînau nava

începînd de la altitudinea de 5 km (una îi încetinea coborîrea, o stabiliza perfect și asigura extragerea parașutei principale).

Pe navele cu mai multe locuri nu s-a mai prevăzut alternativa coborîrii separate a echipajului prin catapultarea și parașutarea membrilor acestuia, dar s-a realizat o mai eficientă frînare la aterizare prin acționarea unui sistem de mici motoare-rachetă, care, completînd acțiunea parașutei principale, reduc viteza de contact cu solul de la circa 10 m/s la numai cîțiva centimetri pe secundă (nava lasă pe sol o amprentă slabă). În cazul navei „Soiuz", parașutele extractoare s-au deschis la înălțimea de 7 km, trăgînd după ele un buchet de parașute mari principale.

În ceea ce privește precizia manevrelor de coborîre executate de navele orbitale pilotate lansate pînă în prezent, aceasta poate fi evidențiată de următorul fapt: la reîntoarcerea sa din cosmos, nava „Gemini"-9 a atins suprafața oceanului într-un punct situat la o depărtare surprinzător de mică de locul vizat: 800 m!

Una dintre preocupările constructorilor de tehnică spațială o constituie și recuperarea treptelor rachetei purtătoare în vederea utilizării lor repetate. Pentru primele trepte a fost găsită o soluție: utilizarea unor parașute mari de frînare, urmînd ca într-o etapă viitoare corpurile respective, prevăzute cu aripi, să fie realizate ca niște avioane cu reacție și readuse la cosmodrom prin telecomandă sau prin comenzi date de la bord de un pilot. Probleme mai dificile pune readucerea ultimei trepte, care, ca și obiectul purtat, dobîndește viteză cosmică.

În figura 60 este ilustrată o propunere interesantă de rezolvare a cerinței semnalate și anume reintrarea în atmosferă a ultimei trepte prin sistem combinat de frînare: întîi prin acționarea a 4 motoare-rachetă cu tracțiunea de 3 tf fiecare, apoi, în apropierea Pămîntului, prin deschiderea a 3 baloane-parașută conice cu diametrul 9 m, confecționate dintr-un material termorezistent special (rezistă la temperatura de 1 500°C), iar în final prin deplierea altor trei parașute — de astă dată parașute autentice — cu diametrul calotei de 35 m. Măsurile ce se propun sînt mai

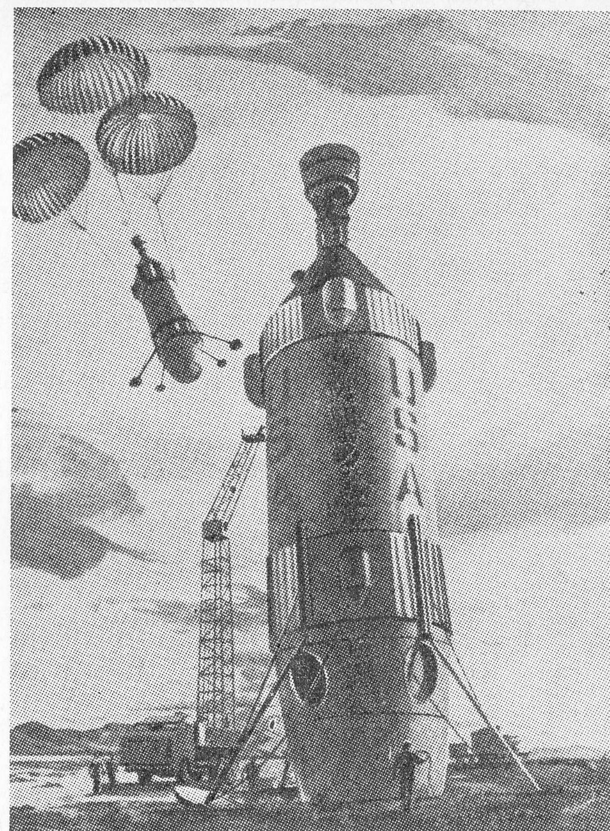


Fig. 60 Recuperarea corpului etajului propulsor al unei rachete purtătoare (ilustrație)

severe, întrucît, vehiculul nefiind pilotat, se acceptă viteze de reintrare mai mari. Din același motiv se prevede ca sub bucla termică să se dispună un strat de material care să preia, împreună cu amortizoarele picioarelor, șocul de impact.

PLANOARE AEROSPAȚIALE ȘI AVIOANE COSMICE

De cîțiva ani se fac încercări pentru universalizarea unor tipuri de vehicule spațiale în vederea folosirii lor la fel de bine atît în cosmos, la diferite înălțimi și pe diferite orbite, cît și în domeniul aerian intermediar (25-160 km) și în zona atmosferică joasă, frecventată de aeronave.

Problema are două aspecte distincte, cu rezolvări de asemenea deosebite: 1) realizarea de avioane cu viteze supersonice, și chiar hipersonice, care să reprezinte o îndrăzneață prelungire a aviației spre astronautică și 2) realizarea de vehicule spațiale înalt manevriere, capabile să treacă fără pericol din domeniul vitezelor cosmice și subcosmice în domeniul vitezelor hipersonice, supersonice și apoi chiar subsonice.

Reprezentant tipic al primei categorii este aparatul american X-15 (fig. 61), un avion experimental care prezintă, printre altele, particularitatea esențială că este

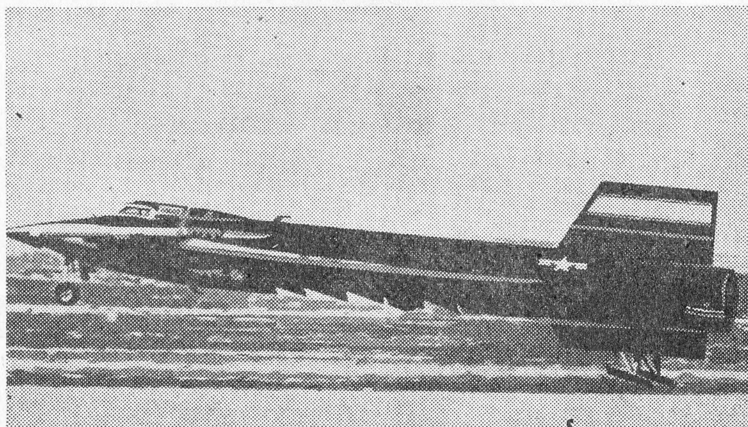


Fig. 61 Avionul hipersonic experimental X-15

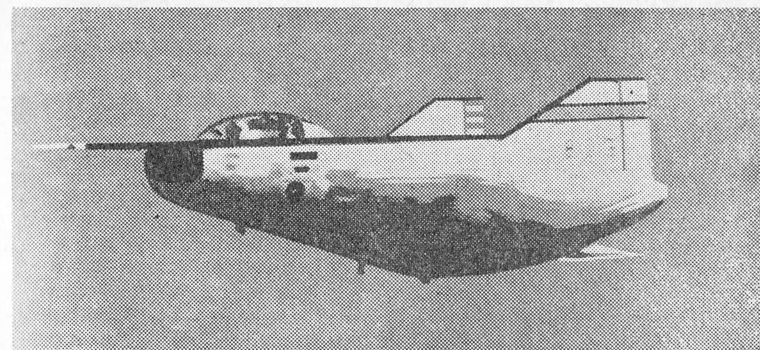


Fig. 62 Planor aerospațial cu corp portant (M2-F2)

propulsat prin reacție în sistem rachetă, deosebit de alte avioane cu reacție, a căror instalație de propulsie este constituită din motoare aeroreactoare. Este de tip cu aripă portantă, destul de apropiat ca înfățișare de avioanele supersonice. De o parte și de alta a fuzelajului și sub aripă sînt dispuse rezervoarele de combustibil.

Avionul (15,4 t greutate inițială și 6,35 t greutate finală la aterizare) a fost construit pentru experimentări de structuri termorezistente, precum și pentru studierea comportării acestora în evoluții la înălțimi foarte mari (pînă la 76,2 km preconizat, aproximativ 96 km realizat) și în zbor cu viteze variind din domeniul subsonic la hipersonic (1,83 km/s proiectat, aproximativ 2,2 km/s realizat). De reținut recordul de viteză (7 297 km pe oră), stabilit în 1967 pe acest avion (X-15A-2), largat de sub fuzelajul unui avion B-52.

Pînă la sfîrșitul anului 1967 fuseseră executate cu X-15 aproape 200 de zboruri, obținîndu-se un mare număr de informații utile în studiile ce se fac în vederea elaborării proiectelor viitoarelor avioane de transport orbital.

Începînd din 1966 se efectuează în S.U.A. și în U.R.S.S. experiențe interesante cu mai multe tipuri de așa-zise „planoare“ aerospațiale, mici avioane de configurație diferită. În cadrul experiențelor se studiază forma puțin obișnuită de aparat de zbor cu „corp portant“ fără aripă. Un asemenea avion realizat în S.U.A. (fig. 62) are forma de

semitrunchi de con cu una din fețe plană (partea inferioară la modelele simbolizate M2-F2 și SV-5 și, respectiv, partea de deasupra la planorul experimental HL-10). Modelele realizate se deosebesc unul de altul prin numărul derivelor, secțiunea traversală a fuzelajului (corp portant), suprafețele aerodinamice de pilotaj (cîrmele), forma și dispunerea cabinei pilotului.

La 12 iulie 1966 a fost largat de sub fuzelajul unui bombardier B-52 la înălțimea de 13 km un model de planor aerospațial de tipul (M2-F2, în greutate de 2,27 t, pilotat, urmărindu-se îndeosebi posibilitățile de pilotaj ale avionului, astfel ca după o serie de evoluții, să se obțină o îndepărtare cît mai mare a sa de la traiectoria de lansare în sens transversal și aducerea în final pe un anumit aerodrom.

Avioanele SV-5D, realizate în S.U.A., se lansează cu rachetele, deci într-o manieră apropiată de aceea preconizată pentru unele avioane orbitale. Primele modele (fig. 63) erau aparate simple (400 kg), nepilotate. Modelul pilotat va fi prevăzut cu un motor-rachetă principal cu tracțiunea de 3,6 tf, precum și cu un sistem de microrachete pentru stabilizare, care va completa și îmbunătăți acțiunea cîrmelor aerodinamice. Se intenționează să se lanseze de la înălțimea de 160 km, ca treaptă superioară a unei rachete purtătoare. De la această înălțime, aparatul va evolua controlat spre Pămînt.

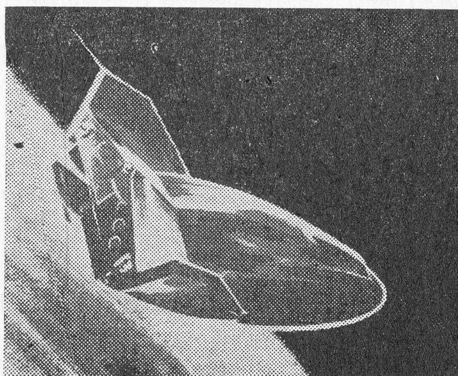


Fig. 63 Avionul-rachetă experimental SV-5D

În fine, HL-10 (fig.64), construit în S.U.A., este un planor aerospațial mai mare decît modelul SV-5D (are 6,76 m lungime, 4,6 m anvergura, 3,5 m înălțime, 3 625 kg greutate la lansare, față de 2,13 m lungime, 1,22 m anvergura și 400 kg dimen-

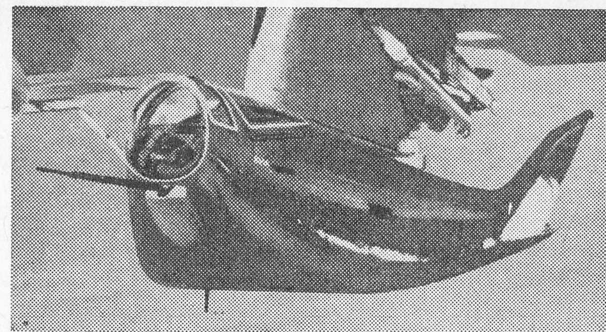


Fig. 64 Planorul aerospațial HL-10

siunile și greutatea lui SV-5D) și prezintă o schemă de organizare generală mai complexă. Comenzile de tangaj și ruliu se asigură prin bracarea a două suprafețe aerodinamice mobile, dispuse între bazele derivelor; avionul mai are un dublu volet de direcție amplasat ca derivă centrală, care se folosește și ca frînă aerodinamică.

Pentru primele modele experimentale s-a adoptat sistemul de largare din avionul purtător de la înălțimea de 13-14 km, cu viteza de 850 km/oră. Avionul este prevăzut cu o instalație gazodinamică (un mic motor-rachetă cu tracțiunea de 450 kgf, cu timp scurt de funcționare de 12 secunde), pentru controlul ținutei la aterizare.

Prin experiențele efectuate și prin altele programate se urmărește să se îmbunătățească tehnica de readucere din cosmos a obiectelor spațiale și să se lămurească principalele probleme ale construcției și zborului fără pericol al viitoarelor vehicule de transport spațial, pentru că se preconizează să se organizeze asemenea transporturi cu regularitate spre stațiile orbitale locuite și ulterior spre stația științifică din Lună.

Se cunosc diferite proiecte de vehicule cu această destinație, dintre care unele, cum este cel din figura 65, cu cabina de mai multe locuri, pot lua și materiale și pasageri (persoane din schimbul stației). Avionul cosmic din fotografie este conceput astfel ca să aibă caracteristici înalte de manevrabilitate; se prevede cu două motoare: unul de tip rachetă

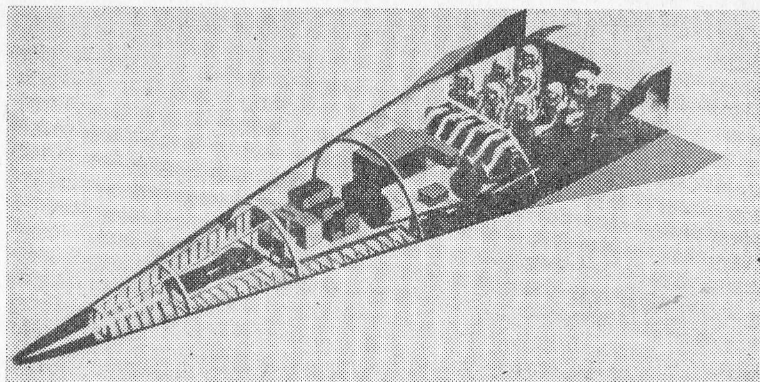


Fig. 65 Avion cosmic de pasageri (machetă)

pentru propulsie în spaţiu, iar celălalt de tip aeroreactor, un turboreactor pentru evoluţie la viteze şi înălţimi mijlocii şi mici.

Au fost concepute şi avioane de securitate orbitală, care se preconizează să fie plasate din timp pe orbitele pe care urmează să fie scoase nave pilotate, pentru ca în situaţia de avarie să se afle imediat la dispoziţia echipajelor. De asemenea firme americane studiază modele de aparate cosmice de zbor, pentru inspecţie tehnică, întreţinere şi reparaţii în spaţiu de mare promisiune pentru viitor. Iar în legătură cu aceasta se dezvoltă o întreagă tehnică spaţială auxiliară, de deplasare şi lucru în spaţiu: sisteme individuale de propulsie, platforme simple şi duble de transport, maşini pentru lucru în cosmos şi altele.

TEHNICA PENTRU SECURITATEA ZBORULUI COSMIC ORBITAL

S-au încercat evaluări ale siguranţei (securităţii) şi implicit, ale gradului de risc într-o misiune de zbor spaţial la care participă nemijlocit piloţi sau echipaje umane. S-a ajuns la concluzia că probabilitatea eşuării primejdioase a unei expediţii orbitale (care se execută deci în atmosfera superioară pînă la înălţimi de 500-1000 km) nu este în nici un caz mai mare decît probabilitatea de producere a unei catastrofe aeriene în cadrul unui zbor aerian obişnuit intercontinental cu durata de 5-8 ore. Aceasta, bineînţeles, dacă se admite că întreaga tehnică utilizată a fost realizată şi în prealabil verificată riguros conform normelor stabilite şi că pe timpul folosirii ei pilotul şi întregul personal din reţeaua de conducere a zborului îşi îndeplinesc competent, cu grijă şi atenţie, sarcinile ce le revin.

Un anumit risc există, aşadar, chiar în condiţiile întrebuinţării fără cusur a tuturor mijloacelor angajate. Iar acest risc creşte, se înţelege, o dată cu prelungirea duratei zborului şi mai ales cu îndepărtarea de planetă (factorii neprevăzuţi vor fi mult mai numeroşi în cazul zborului spre Lună decît la zborurile apropiate orbitale în jurul Pămîntului, cum s-a dovedit cu ocazia misiunii ,,Apollo" — 13).

Se consideră *evenimente periculoase* acele împrejurări în care persoanele aflate într-o navă cosmică au la dispoziţie un timp „apreciabil" (de ordinul a 20-30 de secunde!) pentru luarea unei decizii, fără ca prin aceasta să se expună riscului aşteptării. Deosebit de aceasta, se definesc ca situaţii catastrofale evenimentele de zbor cosmic a căror desfăşurare nu îngăduie un timp de reacţie mai mare de 5 secunde.

Iată cîteva exemple de situaţii din prima categorie, împrejurări periculoase: abaterea rachetei (navei) de la traiectoria de zbor prevăzută; scăderea puterii motoarelor sau neregularităţi în funcţionarea acestora; defecţiuni la sistemul de dirijare, la sursele de alimentare cu energie

a navei sau la instalaţia de asigurare biologică a cabinei echipajului; străpungerea cabinei şi dezermetizarea ei ca urmare a ciocnirii de către micrometeoriţi; incendiu pe o treaptă a rachetei purtătoare sau în navă; înrăutăţirea stării unuia dintre membrii echipajului etc. Toate aceste situaţii sînt într-adevăr periculoase, dar lasă timp de gîndire cosmonauţilor pentru luarea unei hotărîri. Fireşte, reacţia trebuie să fie şi aici rapidă (de dorit, spontană), ştiut fiind că evenimentul considerat se agravează cu mare iuţeală şi că orice întîrziere poate fi fatală.

Cît despre situaţiile catastrofale, acestea pot fi exemplificate prin împrejurări ca pierderea tracţiunii la start (racheta purtătoare s-a desprins de platforma de start, forţa de tracţiune a motoarelor primei trepte a anulat deci forţa de greutate a navei, dar n-o mai poate depăşi pe aceasta din urmă, şi, în consecinţă, există tendinţa ca racheta să pice „în coadă" cu motoarele în funcţiune) sau apariţia unor fenomene de nestabilitate a rachetei (racheta vibrează şi oscilează puternic) sau, în fine, explozia rachetei pe traiectorie.

Diferenţa este evidentă. Cu toate acestea, şi o categorie de evenimente, şi cealaltă obligă la luarea de măsuri, în primul rînd, pentru un control strict al modului cum lucrează fiecare agregat, fiecare instalaţie, iar apoi pentru semnalare, avertizare şi intervenţie automată în vederea remedierii imediate a celui mai mic incident. Sînt necesare instalaţii electronice specializate, care, mai prompt decît creierul uman, să caracterizeze corect situaţia (gradul de pericol), să comande acţionarea dispozitivelor automate de intervenţie (de pildă pentru stingerea incendiului, pentru deconectarea motoarelor, pentru tăierea alimentării cu combustibil pe una dintre liniile de propulsie sau pentru redresarea navei antrenate într-o mişcare perturbată periculoasă). De asemenea, în situaţii catastrofale, instalaţiilor electronice respective le revin elaborarea şi transmiterea comenzilor de salvare: avertizarea cosmonauţilor, deschiderea trapei de acces în exterior sau ruperea explozivă a unor buloane de legătură, acţionarea sistemului de catapultare şi evacuarea ocupanţilor cabinei primejduite.

Cercetări recente au stabilit că riscul cel mai mare în zborul orbital este legat de prima etapă a acestuia, pînă

la înălţimea de 60-70 km, adică pe timpul funcţionării motoarelor rachetei purtătoare.

De reţinut că prin arderea explozivă a unei rachete purtătoare se produc efecte de distrugere (suflu şi schije) ca la explozia unui proiectil care are o încărcătură de trotil egală cu a zecea parte din greutatea totală a rachetei respective. Aşa, de exemplu, o eventuală explozie pe rampa de lansare sau imediat după pornire a rachetei „Saturn"-5 (2 700 de tone greutatea la start) ar fi echivalentă cu explozia unei bombe încărcate cu aproximativ 27 de vagoane de trotil!

Oare s-ar mai putea întreprinde ceva pentru salvarea echipajului într-o asemenea situaţie? Da. Specialiştii demonstrează că, la nivelul tehnicii actuale, chiar într-o astfel de împrejurare echipajul poate fi salvat. Pentru aceasta se prevede un turn de salvare, care se dispune în partea superioară a întregii construcţii, deasupra navei, şi al cărui rost este tocmai de a scoate cabina din conul exploziei şi a o îndepărta cît mai mult de locul catastrofei. Capătul turnului este prevăzut cu trei motoare-rachetă puternice, care au ajutajele orientate spre înapoi, astfel ca jeturile de gaze să nu atingă cabina. O menţiune: motoarele turnului de salvare sînt puse în funcţiune numai după ce a fost tăiată alimentarea motoarelor treptei de propulsie şi s-au rupt (exploziv) buloanele de legătură a cabinei cu restul navei.

S-ar putea însă ca încercarea de oprire a motoarelor să eşueze. Într-o atare împrejurare, echipajul se salvează de asemenea în cabină, dar ejectarea acesteia se face lateral, în aşa fel încît racheta este lăsată să treacă înainte, pentru ca momentul exploziei să găsească partea detaşată în conul mort posterior al zonei de explozie.

Navele mai mici monoloc sau cu două locuri nu se prevăd, de regulă, cu turn de salvare, ieşirea din situaţia de avarie în perioada activă a zborului, pînă la înălţimea de 15-20 km, rezolvîndu-se prin catapultarea în scaun a piloţilor. Dacă este vorba de o navă cu două locuri, catapultarea scaunelor se face simultan la comanda unuia dintre piloţi, prin acţionarea unei manete sau prin apăsarea unui buton. Comanda respectivă se transmite sistemului de dezăvorîre a uşilor. Ca urmare, uşile se deschid şi se blochează în această

poziție, iar mecanismul de catapultare devine operant. Scaunele, de care sînt fixați în curele piloții, încep să lunece pe ghidajele lor și sînt aruncate în afară sub acțiunea unor cartușe pirotehnice. După 0,2-0,3 secunde se aprinde încărcătura de propulsie a unui motor-rachetă de mici dimensiuni dispus sub fiecare scaun, asigurîndu-se acestuia din urmă scoaterea pe o traiectorie de cădere sigură (150 m în sus și 300 m lateral față de punctul de ieșire din nava avariată). Cînd motorul s-a oprit, pilotul se eliberează din chingile care-l țineau legat și, părăsind scaunul, prin aceasta el comandă extragerea din ranița de spate a unei parașute mici cu cupola semisferică, cu acțiune stabilizatoare. Cu această parașută traversează straturile mai rarefiate, pînă la înălțimea de 5—6 km, primind în tot timpul coborîrii oxigen sub cască prin sistemul de alimentare al scafandrului. La înălțimea stabilită, un focos barometric acționează dispozitivul de extracție a parașutei principale cu diametrul calotei de 8-9 m. Această parașută poate fi deschisă chiar în imediata vecinătate a solului, de exemplu la numai 100 m înălțime, rezervîndu-se posibilitatea respectivă pentru situația de avarie la start îndată după pornirea motoarelor primei trepte.

Cînd împrejurarea periculoasă apare după largarea turnului de salvare (se prevede ca acesta să fie detașat la înălțimea de 60 km) sau cînd nava care nu a fost înzestrată cu un asemenea echipament se află la o înălțime de 40-80 km, salvarea pilotului (echipajului) se face în navă, prin detașarea acesteia de treapta rămasă a rachetei purtătoare și eventuala utilizare a unei aripi elastice aerodinamice pentru planare la reîntoarcere sau acționarea obișnuită a motorului-rachetă principal de frînare (destinat să scoată nava din orbită), cu trecerea pe o traiectorie balistică convenabilă și deschiderea parașutelor de recuperare în apropierea solului.

În ceea ce privește salvarea pilotului (echipajului) din nava ce se avariază la reintrare în atmosferă, în funcție de înălțimea la care se semnalează situația de pericol și, bineînțeles, de natura acestuia, se poate interveni în mod diferit. Dacă circumstanțele îngăduie, se poate comanda reînscrierea navei pe orbită și folosirea mai departe a mijloacelor

de salvare potrivite acestei etape. Altminteri va trebui să se recurgă la sisteme gazodinamice și aerodinamice pentru stabilizarea navei (pentru intervenție în situația de coborîre în vrie, semnalată de mai multe ori cu ocazia zborurilor unor cosmonauți), iar în apropierea solului, la 7-8 km înălțime, să se execute catapultarea și parașutarea piloților.

În fine, de menționat și că pentru marcarea poziției în care se află pe timpul coborîrii, precum și a locului unde a aterizat, cosmonautul se dotează cu un radiofar și cu diverse mijloace optime de semnalizare (oglinzi, lanterne, torțe fumigene și altele). De asemenea, în ranița de spate sau într-un braț al fotoliului (la primele cosmonave sovietice) se prevăd rezerve de hrană și lenjerie ușoară de corp.

În cazul amerizării, cosmonautul poate să utilizeze o barcă pneumatică ce se umflă automat, fiind gata pentru întrebuințare în momentul contactului cu apa; de altfel, însuși scafandrul îl susține la suprafața apei în poziția culcat pe spate; fiind etanș și bine izolat termic, scafandrul cu care erau asigurați cosmonauții sovietici în etapa „Vostok" le permitea să rămînă în apă foarte rece timp de 12 ore fără să aibă senzații neplăcute.

Să vedem mai departe cum se poate proceda pentru salvarea unui cosmonaut sau a unui echipaj aflat pe orbită într-o navă avariată.

Sînt trei modalități distincte de ieșire la intervenție, și anume: 1) prin trimiterea urgentă de pe Pămînt a unei nave de salvare, 2) prin scoaterea în întîmpinarea navei avariate a unei alte nave aflate și ea pe orbită și 3) prin autoajutor, adică prin folosirea pentru salvare a unor mijloace adecvate existente tot timpul la dispoziția cosmonautului (echipajului).

Prima modalitate obligă menținerea gata pregătită pe platforma de start a unei rachete purtătoare de rezervă, care să poată fi lansată în orice moment pentru scoaterea pe orbita dorită a navei de salvare. Dar pentru cosmodromurile existente trebuie așteptat un timp de la semnalarea situației de avarie pînă la lansare, pentru ca planul orbitei navei care necesită ajutor să fie cît mai apropiat de cel al navei de intervenție, întrucît manevrele de schimbare a planului orbitei sînt extrem de costisitoare.

Nava de salvare devine astfel vehicul manevrabil, iar nava căreia i se acordă ajutor, navă-țintă. Și aici s-a acumulat o importantă experiență prin lansările de pînă acum. Ajutorul poate consta fie din depanarea navei avariate, fie — cel mai frecvent — în transbordarea echipajului în nava ieșită la intervenție și abandonarea navei defecte. Evident, și în materie de navigație cosmică se prevăd măsuri de prim-ajutor, cum ar fi, de exemplu, folosirea sistemelor automate portative de asigurare biologică în caz de depresurizare accidentală a navei.

Desigur, nava care iese la intervenție nu trebuie neapărat să fie pilotată. Foarte bine se poate trimite în ajutorul navei avariate o altă navă fără oameni la bord, tocmai pentru asigurarea spațiului necesar echipajului ce trebuie salvat. Procedeul se poate aplica bineînțeles, atunci cînd nava avariată mai are totuși resurse de manevră, iar echipajul își menține capacitatea de muncă normală. În caz contrar trebuie trimis în ajutor nu numai nava de transport, dar și personal de salvare (se pot ivi și cazuri cînd în ajutorul navei avariate sînt trimise două nave, ambele pilotate sau numai una).

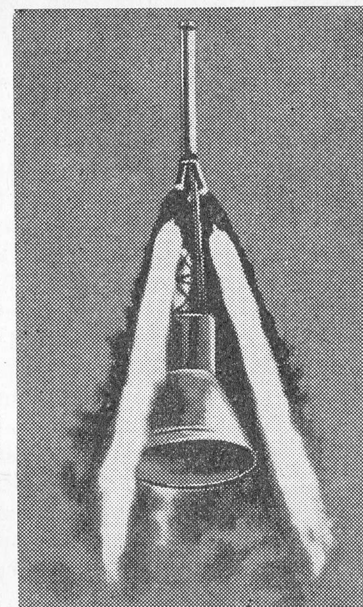
A doua modalitate menționată presupune cel mai simplu plasarea pe orbită a două nave, dintre care una nepilotată, de rezervă, sau ambele pilotate și prevăzute cu posibilitatea găzduirii a încă unei persoane (sau două, după caz) pe un interval mic de timp (de 4-6 ore).

Ca și la intervenția de pe Pămînt, și aici apare o întîrziere obiectivă în scoaterea navei la salvare, provocată, pe de o parte, de nevoia prelucrării informațiilor pentru pregătirea misiunii, iar pe de altă parte de așteptarea obligatorie a momentului favorabil la start.

În fine, cea de-a treia modalitate arătată este și cea mai sigură. În nava spațială sau în laboratorul orbital se poate prevedea un mic compartiment-adăpost detașabil, în care personalul se retrage în vederea salvării și pe care ulterior îl va transforma în vehicul de reîntoarcere, luînd startul din orbită la momentul potrivit, indicat eventual de stațiile terestre sau, în situație de forță majoră, determinat de pilot (echipaj) cu mijloacele la dispoziție.

Au fost concepute diferite aparate simple de salvare individuală din nava avariată pe orbită. Astfel, se cunoaște

un proiect de capsulă catapultabilă (fig. 66), prevăzută cu sistem de stabilizare, dar fără sistem de dirijare; pilotul are la îndemînă un aparat optic pe care-l va folosi pentru orientare la vedere în scopul asigurării unei poziții favorabile (nepericuloase) a vehiculului la reintrarea în atmosferă după ce a ales un anumit loc de aterizare (de fapt o anumită zonă de aterizare, ținînd seama că abaterile laterale și longitudinale pot depăși 1 000 km). Pilotul așteaptă pe orbită momentul corespunzător pentru acționarea motorului de frînare, astfel ca vehiculul să se deplaseze pe traiectoria de coborîre dorită; drumul retur poate dura 30—50 de minute, în funcție de traiectoria adoptată și de evoluțiile efectuate în atmosferă. O parașută specială, completată cu un sistem reactiv de dirijare, asigură frînarea lină a mișcării pe ultima porțiune a traiectoriei; se prevede și posibilitatea amerizării.


Fig. 66 Turnul de salvare al navei „Apollo"

Toate sistemele imaginate pentru scopul menționat prevăd un ecran termorezistent, o instalație de frînare gazodinamică la scoaterea de pe orbită a containerului (vehiculului individual), o parașută specială sau o aripă elastică și mici ajutaje reactive pentru orientare-stabilizare, un aparat optic pentru determinarea orizontului încorporat în același sistem cu un girocompas, precum și un emițător radiobaliză care dă semnale de poziție pentru urmărirea de la sol a aparatului. S-a mai propus — și aceasta constituie o soluție foarte ingenioasă — formarea automată în jurul său, la comanda cosmonautului, a unui înveliș — „cocon" (ca gogoașa viermelui de mătase) dintr-o spumă din material

plastic, care se solidifică pe măsura formării învelişului protector respectiv. Coconizarea ar avea ca suport un ecran de protecţie antitermică, pe care se fixează — în sistem raniţă, celelalte instalaţii menţionate; ecranul este un con cu înălţimea de 0,76 m şi diametrul de 1,83 m.

Este interesant şi proiectul de aparat de zbor monoloc tip aripă elastică din figura 67, cu aceeaşi destinaţie: salvarea individuală a personalului din staţiile orbitale sau a piloţilor din navele-satelit avariate. Aparatul constă din corpul cilindric-cabină (ca tubul de salvare din submarin), amenajat sumar, dar complet pentru asigurarea vitală pe 5 ore a celui ce se salvează, şi o aripă triunghiulară utilizată ca suprafaţă portantă principală pentru evoluţiile prin atmosferă. Cîntăreşte 426 kg, are 3 m lungime şi 70 cm diametrul corpului; suprafaţa aripii, 26 de metri pătraţi. O placă-blindaj din material termorezistent conservă structura iniţială chiar la temperaturile aşteptate, de circa 800 de grade. Un ecran termic realizat din mai multe straturi de materiale diferite, cu grosimea totală de 6,3 mm, protejează partea frontală a aparatului împotriva încălzirii aerodinamice periculoase.

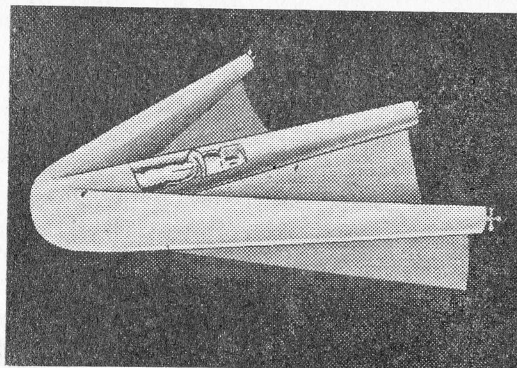


Fig. 67 Aparat de zbor pentru salvare individuală din nava cosmică avariată pe orbită

AUTOMATE PENTRU EXPLORAREA LUNII

Asaltul asupra Lunii se desfăşoară larg şi impetuos. Într-un timp nesperat de scurt au fost repurtate succese remarcabile pe toate direcţiile de investigaţie lunară, şi prin folosirea automatelor cosmice şi prin utilizarea navelor pilotate.

Începutul etapei

Prima lansare a unei staţii automate interplanetare spre Lună, „Luna"-1, s-a făcut la 2 ianuarie 1959 din U.R.S.S. Faptul merită să fie reţinut, întrucît punctează o etapă calitativ superioară în explorarea spaţiului cosmic, etapa incursiunilor cosmice îndepărtate. A fost demonstrată atunci şi uluitoarea posibilitate a ştiinţei, tehnicii şi industriei epocii de a rezolva în practică problema eliberării totale şi definitive de sub atracţia planetei a unei părţi din masa acesteia.

„Luna"-1 a constituit o autentică staţie ştiinţifică automată, organizată şi echipată în mod corespunzător. Printre altele, s-a urmărit executarea unui sondaj al spaţiului străbătut de staţie pînă în regiunea Lunii şi în mod cu totul special al spaţiului din apropierea Lunii. Traiectoria realizată a permis obţinerea în bună parte a informaţiilor dorite; staţia a trecut pe lîngă Lună (depărtarea minimă circa 6 000 km), a ieşit din sfera de atracţie a Pămîntului şi s-a plasat pe o orbită exterioară, transformîndu-se în planetă artificială.

În toamna aceluiaşi an (1959, septembrie) a fost lansată în direcţia Lunii o a doua staţie automată interplanetară, „Luna"-2. Staţia (1 511 kg, dintre care un container cu aparate de 390 kg) a lovit suprafaţa Lunii, atestînd de astă dată un remarcabil progres în materie de „tir" interplanetar. A fost prima „punte" cosmică de la Pămînt la Lună.

„Luna"-2 a ocupat un loc important în programul științific „Luna", furnizînd, printre altele, informații importante în legătură cu cîmpurile fizice, magnetic și gravitațional ale Lunii. De pildă, s-a stabilit că Luna nu are un cîmp magnetic sau, dacă totuși are, intensitatea acestuia este mult inferioară limitei de sensibilitate de 55 gama a magnetometrelor amplasate pe stație.

Al treilea reprezentant al seriei, stația „Luna"-3 (1 553 kg, incluzînd un container cu aparate de 435 kg) și-a înscris prezența la numai trei săptămîni după atingerea suprafeței lunare de către „Luna"-2.

Stația „Luna"-3 nu a mai fost plasată pe o traiectorie interplanetară, ci pe o orbită circumterestră de foarte mare excentricitate (apogeul la 480 000 km), o formă nouă de zbor în jurul planetei. Traiectoria de zbor a fost însă astfel aleasă, încît s-a asigurat trecerea stației la o distanță nu prea mare de Lună (depărtarea minimă, circa 6 000 km).

Principala sarcină științifică a sondei „Luna"-3 a constituit-o fotografierea Lunii, în care scop în complexul echipamentului științific de bord un loc important l-au ocupat instalația de fotografiere și de transmitere a fotografiilor, sistemele de orientare și instalația de execuție a comenzilor de orientare—stabilizare.

Operația de fotografiere a început mai înainte de trecerea stației prin punctul traiectoriei sale cel mai apropiat de Lună, la scurt timp după intrarea ei în sfera de acțiune a Lunii (raza acestei sfere este de aproximativ 60 000 km). Luarea fotografiilor a durat 40 de secunde și s-a terminat cînd stația se afla la 47 000 km de Lună.

Tehnica utilizată a fost pe cît de simplă, pe atît de ingenioasă: două obiective fotografice, cu distanța focală diferită (200 mm pentru fotografii în cadru mare și 500 mm pentru fotografii de detaliu), un sistem mecanic de rulare a filmului (peliculă specială de 35 mm), un mic „laborator" fotografic pentru developarea, spălarea și uscarea filmului în condițiile stării de imponderabilitate și, în fine, o instalație de televiziune (un tub catodic minuscul cu mare putere separatoare și un fotomultiplicator) pentru citirea peliculei. Pentru transmiterea fotografiilor s-au folosit montaje electrice pe bază de semiconductori.

Interesant că principiul metodei s-a generalizat în ultimul timp, fiind aplicat în exclusivitate pentru fotografierea Lunii din orbite circumlunare.

„Luna"-3 a dezvăluit fața ascunsă a Lunii, amorsînd operațiile de cartografiere generală a astrului nopții.

La 2 aprilie 1963 a fost lansată spre Lună o nouă stație automată, „Luna"-4, aparținînd unei noi generații. Imprimîndu-i-se o viteză cu puțin inferioară vitezei de eliberare, stația s-a plasat pe orbită alungită în jurul Pămîntului, cu trecerea pe lîngă Lună la distanța de 8 500 km.

În 1965 au fost executate patru lansări ale unor modele noi de stații de sondaj lunar („Luna"-5 pînă la „Luna"-8), dintre care trei au atins suprafața Lunii, iar una, ieșind de sub controlul stațiilor terestre, s-a pierdut în spațiu.

Scopul principal urmărit prin lansările de stații „Luna" în 1965 a fost punerea la punct a unor sisteme adecvate de propulsie și a unei tehnici corespunzătoare care să asigure fie plasarea sondei pe orbită în jurul Lunii, fie aselenizarea (debarcarea lină pe suprafața Lunii).

Stații pe Lună

Prima reușită în domeniul explorării Lunii prin sondaje efectuate de obiecte cosmice aselenizate (debarcate lin pe suprafața sa) a fost înregistrată la 3 februarie 1966, cînd stația „Luna"-9 a executat o magistrală descindere pe suprafața Lunii, transformîndu-se în post științific de observare extrapămîntean.

Obiectul cosmic util din compunerea stației „Luna"-9 (fig. 68) era un container

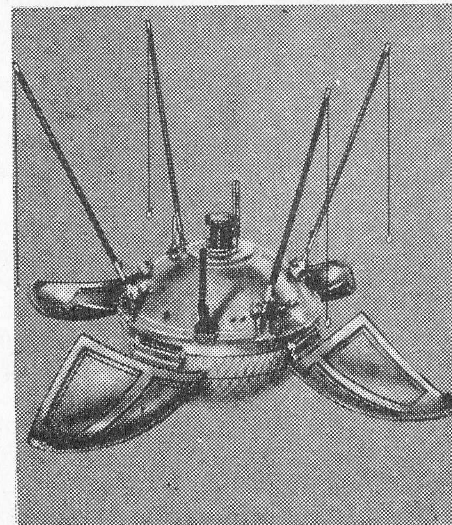


Fig. 68 Sonda lunară „Luna"-9

ermetic în greutate de aproximativ 100 kg (față de 1 583 kg greutatea inițială a întregii stații). În container au fost amplasate aparate de radio emisie-recepție, un dispozitiv de comandă-program, elementele sistemului de termoreglare, aparataj științific și de măsură și sursa chimică de alimentare cu energie electrică. Așa cum se poate vedea în fotografie, pe calota superioară, într-o turelă simplă era montată camera de televiziune cu posibilitatea de observare circulară, iar de o parte și de alta, în patru puncte dispuse simetric, erau desfăcute antenele. Stația se sprijinea pe patru tălpici mari — elemente rabatabile prinse în articulații, care pînă în momentul aselenizării au protejat camera de televiziune, fiind strînse în jurul ei ca petalele unei lalele îmbobocite. O dată cu rabatarea lor au fost eliberate și tijele telescopice ale antenelor, care s-au instalat astfel automat în poziție de lucru.

Instalația de propulsie era încorporată într-o structură compactă, alcătuită în principal din motorul-rachetă de manevră, al cărui ajutaj de reacție se observă în figura 69 în partea posterioară a stației (în extremitatea opusă obiectului cosmic util), un rezervor sferic pentru oxidant și un altul toroidal pentru carburant, ambele stocate în fază lichidă, mai multe microrachete periferice — pentru execuția comenzilor de orientare-stabilizare și cîteva butelii sferice cu gaz sub presiune pentru alimentarea acestor motoare.

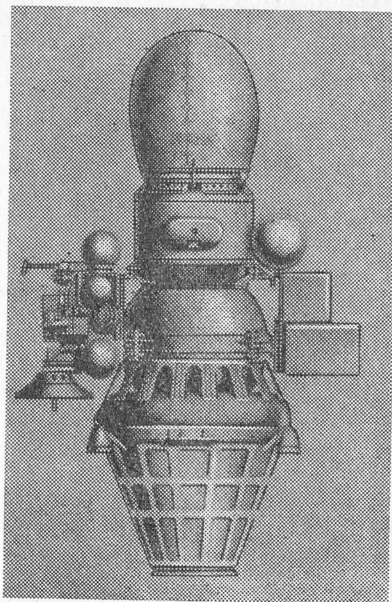


Fig. 69 Stație automată sovietică de tip „Luna“

Containerele largabile conțin un complex de instrumente giroscopice și de comandă, un sistem electrono-optic pentru orientarea stației în spațiu, sistemul de radiocontrol al traiectoriei (orbitei), un dispozitiv de programare a succesiunii executării comenzilor, un radioaltimetru pentru aselenizare și o sursă chimică de curent.

Expus foarte sumar, zborul stației spre Lună s-a executat astfel:

Racheta purtătoare a plasat pe orbită joasă (173/224 km, 52 de grade înclinarea planului orbitei) un satelit greu al Pămîntului, constituit din ultima treaptă a rachetei plus stația lunară, nedetașată de aceasta.

Mai înainte ca satelitul să-și fi închis prima orbită (aproximativ după o oră de la plasarea sa pe orbită), cînd el se afla în afara cîmpului de radiovizibilitate directă al stațiilor de urmărire și de comandă de pe teritoriul sovietic, dispozitivul de programare de la bord a dat semnalul pentru conectarea motorului ultimei trepte și scoaterea satelitului pe traiectoria spre Lună. Îndată după aceea s-a comandat separarea stației prin ruperea explozivă a legăturii cu ultima treaptă.

Stațiile terestre au început urmărirea stației pentru precizarea parametrilor reali ai traiectoriei și extrapolarea acesteia spre Lună. S-a dedus că fără o intervenție de corecție stația va trece pe lîngă Lună la o depărtare de 10 000 km. Au fost calculate corecțiile necesare pentru rectificarea traiectoriei astfel ca stația să aselenizeze într-o anumită regiune lunară (într-o extremitate a Oceanului Furtunilor). Corecția s-a făcut în bune condiții, stația înscriindu-se pe drumul stabilit.

După ce stația a pătruns în sfera de acțiune a Lunii, au început pregătirile pentru ultima etapă a zborului: frînarea mișcării de cădere pe Lună și aselenizarea. Pînă în momentul frînării mai rămăseseră 14 ore de zbor. Și de astă dată s-au transmis la bord elementele programului de acționare și succesiunea fazelor, urmînd ca operația de frînare să se execute automat.

Stația s-a orientat cu ajutorul unui dispozitiv optic, astfel ca axa longitudinală, respectiv axa ajutajului de reacție, să fie îndreptată spre centrul Lunii. Mai departe, această poziție a fost păstrată cu ajutorul platformei inerțiale din interior.

La înălţimea de 75 km deasupra Lunii, cînd mai rămăseseră doar 48 de secunde de zbor, la comanda radioaltimetrului de bord a fost conectat motorul de frînare. Înainte de pornirea acestuia fuseseră largate cele două containere cu aparatajul de dirijare, misiunea lor fiind încheiată. Pe tot timpul funcţionării motorului s-a executat şi pregătirea sistemului de amortizare.

Ca urmare a manevrei efectuate, staţia şi-a redus viteza de la 2 600 m/s la numai cîţiva metri pe secundă în imediata apropiere a solului lunar, încît atingerea acestuia s-a făcut cu o viteză neînsemnată.

În momentul contactului cu solul, obiectul cosmic util — staţia ştiinţifică propriu-zisă — s-a separat de restul agregatului şi, alunecînd uşor lateral, a aselenizat la mică distanţă de structura principală. Şocul de cădere a fost preluat integral de amortizoare.

După 4 minute şi 10 secunde de la aselenizare, la comanda dispozitivului-program, s-au desfăcut antenele şi au fost emise primele semnale-radio de prezenţă a staţiei pe Lună. A doua zi, la o comandă dată de pe Pămînt, staţia a început explorarea Lunii şi transmiterea primelor imagini panoramice ale peisajului lunar.

Debarcarea lină a unui laborator ştiinţific a demonstrat încă o posibilitate în tehnica astronautică actuală. Totodată au fost obţinute valoroase informaţii despre mediul lunar şi peisajul local, informaţii culese la „faţa locului". În regiunea explorată, ca de altfel şi în cele sondate ulterior, nu a fost constatat stratul gros de praf pe care-l bănuiau astronomii. Sondele nu s-au afundat în solul lunar — un indiciu asupra solidităţii şi compactităţii acestuia. Aspectul scoarţei este însă surprinzător de neregulat: solul prezintă numeroase încreţituri, rupturi şi crăpături, iar din loc în loc pe imaginile respective se văd mici cratere şi bolovani de diferite mărimi.

O bună completare a capitolului deschis de „Luna"-9 a făcut-o staţia „Luna"-13. Locul ales pentru aselenizarea sa a fost regiunea centrală a „Oceanului Furtunilor", o zonă cu orizontul oarecum lin, cu un relief mai puţin variat, cercetată şi în ideea stabilirii celui mai potrivit loc de aselenizare a cosmonavelor pilotate. „Luna"-13 a debarcat într-un punct situat la 400 km nord de locul unde a descins

„Luna"-9. Şi, ca şi aceasta, aselenizarea s-a făcut la răsăritul Soarelui în acea regiune, încît a fost posibilă obţinerea de fotografii ale peisajului înconjurător într-un joc extrem de variat al umbrelor lăsate la diferite ore de pietrele şi denivelările din jur. După mărimea umbrei la diferite ore s-a putut determina suficient de precis mărimea obiectelor observate.

„Luna"-13 (fig. 70), deşi mult asemănătoare cu „Luna"-9, a prezentat totuşi unele particularităţi de construcţie şi de organizare în legătură cu programul de explorare. Astfel, în complexul aparatelor ştiinţifice şi de măsură s-au aflat şi următoarele trei dispozitive: un perforator de rocă, un dinamograf şi un densimetru special. Perforatorul de rocă a constat dintr-un dorn conic din titan, avînd fixat pe capătul de apăsare un mic motor-rachetă cu combustibil solid cu tracţiunea de 7 kgf timp de o secundă. Perforatorul a fost scos în afara sondei la distanţa de 1,5 m cu ajutorul unei linii metalice uşoare segmentate (sistem telescopic), aşa cum se poate observa în figura 70. S-a urmărit determinarea rezistenţei rocii din care este alcătuită scoarţa lunară pe o grosime de cîţiva centimetri.

Dinamograful a înregistrat durata şi mărimea impulsului corespunzător suprasarcinii dinamice la aselenizare. Dispozitivul a constat în principal dintr-un traductor piezoelectric şi o schemă electronică pentru înregistrarea (me-

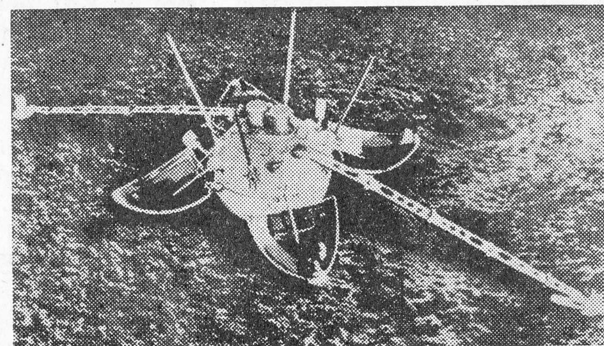


Fig. 70 Staţia automată „Luna"-13

morarea) elementelor menționate. Principiul exploatat: la atingerea unui sol dur impulsul este scurt, dar de mare amplitudine, pe cînd contactul cu un sol moale provoacă oscilații de mică amplitudine, dar de durată mai mare.

Densimetrul special amintit este un instrument cu radiații gama, utilizat de asemenea prin scoaterea în afara stației la o depărtare de 1,5 m, ca și perforatorul de rocă. Este vorba de o mică sursă radioactivă, trei blocuri de contoare de radiații cu descărcare în gaze și un ecran protector care interzice trecerea spre contoare a radiației gama emise de sursă. Principiul metodei este următorul: se iradiază suprafața lunară și radiația gama se disipează în stratul de rocă de sub dispozitiv. O parte din cuantele gama cad pe instrumentul de numărare, înregistrîndu-se astfel fluxul difuzat, flux care este proporțional cu densitatea materialului iradiat. În zona explorată s-a găsit pe această cale o densitate a rocii de numai 1 gram/cm^3.

În ceea ce privește programul american similar, după o intensă activitate de explorare fotografică a suprafeței lunare cu ajutorul sondelor „Ranger“, sonde care în perioada iulie 1964 — martie 1965 au luat, în cădere, operînd de la 2 000 km pînă la aproximativ 500 m, mai bine de 17 000 de fotografii, specialiștii americani au trecut în 1966 la experimentarea unei noi generații de stații automate pentru Lună, stațiile „Surveyor“. În total, de la lansarea primei stații din această serie (31 mai 1966) și pînă la încheierea programului („Surveyor“-7, la 7 ianuarie 1968) au fost obținute de la aceste sonde circa 80 000 de fotografii, înfățișînd peisaj lunar diferit. Stațiile au servit astfel la obținerea de informații utile pentru alegerea locului de debarcare pe Lună a primelor nave pilotate.

Prima stație „Surveyor“ a aselenizat la 800 km de „Luna“-9, succedînd-o pe aceasta la un interval foarte scurt, de numai 4 luni.

Stația (fig. 71) are forma unui trepied, fiind constituită dintr-o împreunare de bare ușoare (dintr-un aliaj de aluminiu) cu înălțimea de 3,05 m și deschiderea maximă a picioarelor pe sol de 4,27 m; fiecare dintre cele trei picioare este prevăzut cu cîte o tălpică de sprijin și un amortizor hidraulic. Greutatea totală a construcției este de aproximativ 1 000

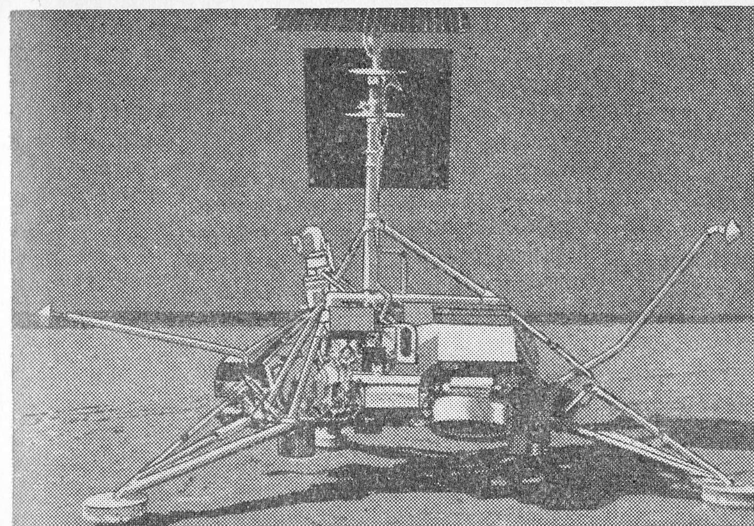


Fig. 71 Stația automată „Surveyor“

kg, dintre care circa 700 kg reprezintă greutatea încărcăturii de propulsie și a unor elemente care se desprind pe traiectorie; corpul care aselenizează mai are doar 280 kg (respectiv 47 kg în condițiile gravitaționale lunare), inclusiv 28—30 kg, greutatea încărcăturii utile științifice.

Stația are trei surse de alimentare cu energie electrică a aparatelor și instalațiilor de bord, și anume: două panouri cu celule (3 960 de elemente), care asigură o putere maximă de 89 W cînd sînt orientate perpendicular pe direcția razelor Soarelui; o baterie zinc-argint cu 8 elemente, avînd capacitatea de 3,8 kWh, și o altă baterie, de rezervă, cu capacitatea de 1 kWh. Fără reîncărcare prin instalația solară, bateria chimică putea furniza energie timp de 15 ore. S-a prevăzut un regulator de putere pentru distribuirea curentului la aparate și un sistem practic de orientare comandată a panourilor, astfel ca, atunci cînd Soarele este la zenit, razele să nu cadă direct pe celulele, și așa supraîncălzite.

Pentru orientarea, stabilizarea și manevrarea stației în zbor în vederea corectării traiectoriei, în echipamentul său au mai fost incluse: o platformă stabilizată cu trei giro-

scoape, un captor (traductor) stelar şi alţi doi captori, solari, precum şi trei motoare-rachetă cu combustibil lichid (hidrazină hidratată ca substanţă carburant şi o soluţie de tetraoxid de azot 90% şi acid azotic 10% comburant, fiecare depozitată în cîte o pungă elastică introdusă într-un recipient sferic metalic, în care, pentru alimentare, era lăsat să pătrundă azot sub presiune). Stabilizarea staţiei se realiza cu trei ajutaje cu reacţie funcţionînd cu jeturi de gaze reci (azot), dispuse cîte unul pe fiecare picior; ele realizau şi operaţia de frînare a coborîrii pe ultima etapă a zborului, la aselenizare.

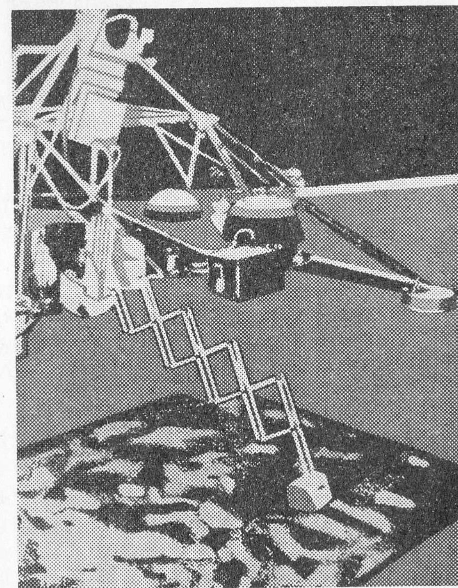
Pentru misiunea fotografică, staţia a fost prevăzută cu o cameră de luat vederi şi cu o instalaţie adecvată de transmisie şi de comandă (inclusiv două staţii de radioemisie-recepţie, o antenă directivă şi alte două antene, nedirective, care radiază egal în toate direcţiile). Camera fiind fixă, pentru luarea imaginilor într-un cîmp orizontal şi vertical cît mai mare a fost înzestrată cu o oglindă pivotantă, cu posibilitatea de rotire în aceste două planuri: fiecare nouă imagine era luată într-un cîmp rotit cu 3 grade în azimut. Imaginile erau de două calităţi, respectiv unele de mare rezoluţie (600 de linii), transmise prin antena unidirecţională la 3,6 secunde una după alta, iar celelalte de calitate mai slabă (200 de linii), transmise prin antenele nedirective la un interval de 61,8 secunde.

De fiecare dată la lansarea staţiilor „Surveyor" s-a executat o singură manevră de corecţie a traiectoriei, reuşindu-se să se înscrie impactul real într-un cerc cu diametrul de numai 10—20 km, o precizie remarcabilă. Cît despre manevra de frînare la coborîre, aceasta începea la 84 km de suprafaţa Lunii, cînd motorul principal (cu combustibil solid), funcţionînd mai puţin de 1 minut, reducea viteza aparatului de la 2 600—2 700 de m/s la 120—130 metri pe secundă. Mai departe viteza de cădere era redusă treptat pînă la 3—4 m/s la contactul cu solul lunar, prin acţionarea celor trei motoare cu jeturi de gaze ale sistemului de stabilizare. Semnalele de comandă şi de reglare a funcţionării motoarelor erau furnizate unei mici instalaţii cibernetice de către un dispozitiv radioaltimetric (aparat care dă elemnetele pentru determinarea înălţimii şi vitezei).

Cu staţiile „Surveyor" (5 lansări reuşite din 7) s-au efectuat cercetări importante atît pentru alegerea locului de debarcare a echipajelor de astronauţi, cît şi pentru verificarea unor elemente de tehnică spaţială care ar urma să fie încorporate în structura navelor lunare pilotate (şasiul şi sistemul de amortizare, de exemplu). Astfel, s-au efectuat experienţe de reaprindere a motoarelor de manevră la mai multe zile după aselenizare, provocîndu-se salturi ale staţiei, simulînd decolarea de pe Lună; operaţia şi amprentele au fost observate prin televiziune. S-a constatat că solul rămîne compact şi rezistent, nu se stîrneşte praf care să împiedice vizibilitatea astronauţilor, nu apar cratere sub jeturile de reacţie.

De mai multe ori au fost executate lucrări de excavaţie pe Lună, prin săparea de tranşee mici cu ajutorul unei cupe fixate în capătul unui braţ articulat (fig. 72). Roca dislocată era pusă pe una dintre tălpicile de reazem ale staţiei şi observată de camera de televiziune. Un magnet dispus în acelaşi loc a servit la decelarea componentelor feromagnetice ale materiei dislocate.

Experienţe interesante s-au făcut şi cu o aşa-numită „cutie cu bijuterii" (fig. 73), un analizor chimic de rocă, constituit dintr-o instalaţie relativ simplă de alfaactivizare şi introdus într-o cutie acoperită cu foiţă de aur pentru realizarea unui regim optim de termoreglare. Cutia era coborîtă de pe platforma staţiei spre sol cu un tirant sub-


Fig. 72 Excavatorul staţiei lunare „Surveyor"

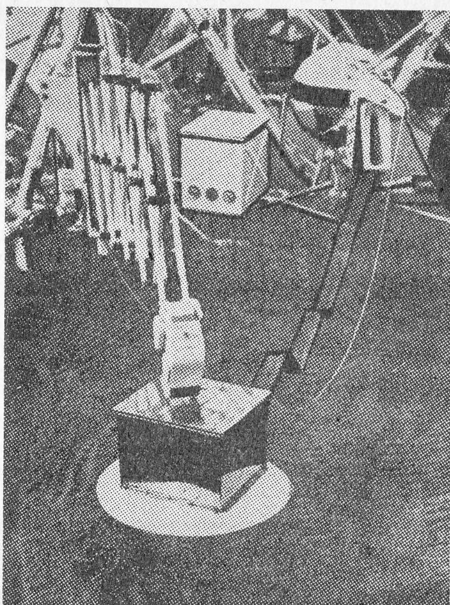


Fig. 73 Analizorul chimic al stației lunare „Surveyor"

ţire—un fir de naylon. Analizorul putea detecta în scoarța lunară —în stratul superficial exterior — elemente avînd numărul atomic cuprins între 4 și 19, utilizînd în acest scop o sursă radioactivă cu viață scurtă (curium - 242, perioada de înjumătățire, de 162 de zile) și 6 detectori cu sensibilitate diferită. S-a întocmit astfel următorul prim buletin de analiză a compoziției rocii lunare cercetate: 58% oxigen, 18,5% siliciu, 3% carbon, 3% fier, 2% sodiu, 13% elemente cuprinse între sulf și nichel, 0,5% elemente mai grele decît nichelul și altele. De excepțională însemnătate, acest rezultat încurajează gîndul spre dezvoltarea în viitor a unor mari așezări omenești în Lună, care să organizeze o industrie locală puternică, chimică, metalurgică și electronică, exploatînd bogățiile naturale imense aflate în această lume nouă și extrăgînd cu prioritate din rocă întreaga cantitate de oxigen necesară respirației și diferitelor trebuințe de producție.

O ultimă mențiune asupra lucrului stațiilor „Surveyor": în două rînduri („Surveyor"-1 și 5) s-a reușit să se reia legătura cu stația după ce aceasta a petrecut o noapte pe Lună, în condițiile unor temperaturi extrem de coborîte (de —155°C). În cazul stației „Surveyor"-5, pentru ca aceasta să poată supraviețui înghețului din cele 14 zile de întuneric, s-a luat măsura ca pe timpul nopții lunare aparatajul să fie încălzit de un mic radiator electric alimentat

de bateria aflată de asemenea în structura încălzită (puterea necesară este neînsemnată, de numai 10 W, deoarece pierderile de căldură în lipsa unei atmosfere se fac numai prin radiație).

Sateliți artificiali ai Lunii

Inaugurarea noii forme de investigație spațială, explorarea Lunii de pe orbită de satelit artificial al acesteia, a făcut-o „Luna"-10 (fig. 74), întîiul satelit artificial al Lunii, plasat cu succes pe orbită circumlunară la 3 aprilie 1966, după numai două luni de la aselenizarea stației „Luna"-9.

Atît la această lansare, cît și la cele ce i-au urmat s-a aplicat aceeași metodă de conducere în zbor ca și în cazul stației „Luna"-9, inclusiv scoaterea într-un punct favorabil pentru orientarea prealabilă în regiunea Lunii (la circa 8 000 km), numai că de astă dată pregătirea elementelor nu mai viza frînarea pentru aselenizare, ci reducerea vitezei pentru plasarea stației pe orbita circumlunară. Din acest punct de vedere sarcina instalației de propulsie a fost mai ușoară, motorul trebuind să realizeze micșorarea vitezei de la 2 100 la 1 250 m/s.

Aceasta a și îngăduit, de altfel, creșterea greutății obiectului cosmic util, păstrîndu-se și o rezervă importantă de încărcătură și spațiu pentru perfecționări ulterioare.

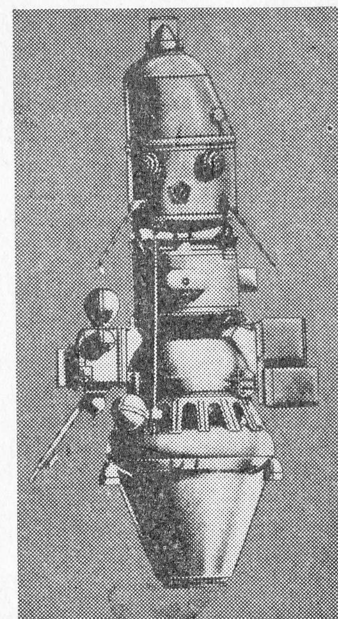


Fig. 74 Satelitul lunar „Luna"-10

Construcția stației „Luna"-10 a încorporat două obiecte distincte: satelitul lunar (245 kg) și structura cu

instalaţia de propulsie şi sistemele de dirijare. După 20 de secunde de la deconectarea motorului pentru executarea manevrei de plasare a staţiei pe orbită în jurul Lunii, dispozitivul de comandă-program aflat la bord a emis semnalul de comandă pentru separarea părţilor şi satelitul s-a detaşat de restul construcţiei, începîndu-şi misiunea de explorare.

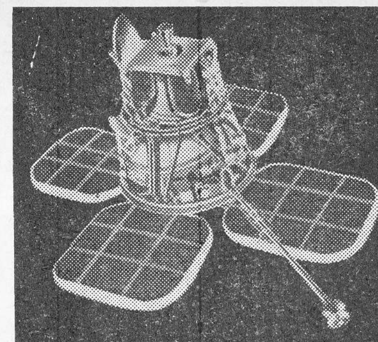
Cu aparatajul staţiei „Luna"-10 au fost studiate, printre altele, spectrele de radiaţii gama obţinute prin detectarea diferitelor regiuni ale Lunii. S-a stabilit că nivelul radiaţiei radioactive naturale a rocilor se apropie de radioactivitatea bazalturilor de pe Pămînt. În completarea acestor experienţe, pe satelitul „Luna"-11 a fost montat un alt detector de radiaţii, mai perfecţionat, care permite determinarea compoziţiei rocilor lunare.

Înregistrarea particulelor micrometeoritice (cu o masă de sutime de milionime de gram) s-a făcut prin intermediul unor captatoare amplasate pe învelişul satelitului. S-a găsit că densitatea spaţială a particulelor micrometeoritice în jurul Lunii este mai mare decît în spaţiul interplanetar.

În fine, programul „Luna" a inclus şi fotografierea Lunii din orbită apropiată. O asemenea misiune a îndeplinit cu succes „Luna"-12. Ulterior au mai fost plasate pe orbite circumlunare diferite alte două staţii din aceeaşi serie, „Luna" 14 (la 7 aprilie 1968) şi „Luna"-15 (la 12 iulie 1969); aceasta din urmă după ce a efectuat 52 revoluţii circumlunare, în cadrul cărora şi-a schimbat de două ori orbita, a fost dirijată spre suprafaţa Lunii, aselenizînd într-o regiune ecuatorială.

În perioada 10 august 1966 — 1 august 1967 au fost plasate pe diferite orbite în jurul Lunii cinci staţii automate „Luna Orbiter", specializate în observaţii fotografice. S-a urmărit conjugarea eforturilor pentru cartografierea Lunii în scopul stabilirii locurilor celor mai potrivite de debarcare a primelor nave pilotate, printr-o cercetare foto atentă atît de pe solul lunar (cu „Surveyor"), cît şi din spaţiar, din orbite apropiate.

„Lunar Orbiter" (fig. 75) este un satelit nu prea mare (360-390 kg, 1,65 m înălţime 1,5 m diametru). Are patru panouri cu fotocelule solare (10 856 de elemente), care se depliază pe traiectorie, după ce staţia s-a separat de racheta


Fig. 75 Satelitul Lunii „Lunar Orbiter"

purtătoare. Cu ajutorul lor se obţinea reîncărcarea continuă a bateriilor chimice de curent (două baterii-argint cadmiu a 10 elemente de 22), puterea furnizată fiind de 375 W sub tensiunea de 31 V.

La fiecare lansare s-a adoptat traiectoria lungă, cu durata de zbor de 89-92 de ore, din considerente economice. Un motor rachetă cu tracţiunea de 45 kgf, funcţionînd cu hidrazină şi tetraoxid de azot (120 kgf substanţe, depozitate, în două rezervoare sferice din titan), asigura frînarea mişcării de cădere spre Lună pînă la viteza necesară satelizării sale pe o orbită iniţială cu periseleniul la circa 200 km şi aposeleniul la 1 800 km. Apoi, după cîteva zile, la o comandă dată de pe Pămînt, satelitul trecea pe o orbită mai apropiată (40—50 km în periseleniu), prin acţionarea instalaţiei de propulsie, ca rachetă de frînare, în aposeleniu.

„Lunar Orbiter" este deci un satelit manevrabil. Înzestrat cu o instalaţie fotografică perfecţionată, cu două obiective, el a luat şi transmis fotografii de mare valoare documentară. Unul dintre obiective, cu mică deschidere — un teleobiectiv — a luat fotografii pe care puteau fi deosebite detalii ale solului lunar cu dimensiuni chiar pînă la 1 metru. „Lunar Orbiter"-3, de exemplu, a fotografiat regiunea în care a aselenizat staţia „Surveyor"-1, permiţînd localizarea precisă a acesteia şi identificarea elementelor de peisaj transmise de ea.

Fotografiile satelitului lunar, avînd o rezoluţie de 18 942 linii (faţă de 1 200 de linii, rezoluţia maximă a imaginilor de televiziune), sînt de o claritate excepţională. La bordul satelitului s-a aflat de fiecare dată o bobină cu 60 m film, obţinîndu-se maximum 214 fotografii, unele luate cu obiectivul cu mare deschidere unghiulară, altele cu teleobiectivul. În afară de importante fotografii cu configuraţia gene-

rală a solului lunar, s-au mai dobîndit prin „Lunar Orbiter" primele fotografii ale Pămîntului privit de la depărtarea considerabilă de 385 000 km. Pe fotografiile respective se disting clar părţi de contur ale continentului european, african şi asiatic.

O ingenioasă rezolvare tehnică s-a dat şi problemei compensării deplasării imaginii în timpul expunerii fotografice, avîndu-se în vedere viteza destul de mare a satelitului în periseleniu, punct din care se luau de obicei fotografiile. De exemplu, „Lunar Orbiter"-1 avea în periseleniu (la înălţimea de 45 km) viteza de 2 000 m/s, încît, operînd cu 1/100 timp de expunere, aceasta înseamnă că pe timpul deschiderii obturatorului imaginea se deplasa cu 20 metri, iar cînd lua fotografii cu timpul 1/25 se producea o „lunecare" a peisajului cu 80 metri. Instalaţia folosită pentru compensarea acestei mişcări a constat dintr-un servomotor cu viteză reglabilă, comandat de un dispozitiv electric, care, urmărind deplasarea petelor de lumină date de teleobiectiv, forma semnale proporţionale cu viteza acestora şi comanda antrenarea filmului într-o mişcare paralelă corespunzătoare.

Sateliţii „Lunar Orbiter" au contribuit în bună măsură la cunoaşterea lumii lunare şi la pregătirea primelor expediţii pămîntene în Lună.

După trei sateliţi ecuatoriali, utilizaţi exclusiv pentru selecţionarea locurilor celor mai bune de aselenizare a navelor pilotate, cu „Lunar Orbiter"-4 s-a întreprins o interesantă experienţă de cartografiere selenografică. Satelitul a fost plasat pe orbită înaltă (2 650 /6 100 km) de tip polar (înclinarea 85 de grade), potrivită cuprinderii aproape a întregii suprafeţe lunare în numărul limitat de fotograme disponibile; în total au fost luate 161 fotografii, pe unele dintre ele, datorită fineţei baleiajului, observîndu-se chiar detalii de 60 m, deşi înălţimea de observare a fost destul de mare (2 650 km).

Ca o completare a acestui program ştiinţific, satelitul „Lunar Orbiter", plasat de asemenea pe o orbită de tip polar, dar cu periseleniul jos (200/6 500 km) a fotografiat circuri şi elemente de relief lunar cu totul caracteristice, aflate de multă vreme pe lista „punctelor enigmatice" ale Lunii. Totodată s-a continuat selecţionarea locurilor de

aselenizare, de astă dată zonele rămase în atenţie fiind doar 8, iar dintre acestea trebuind alese 5.

Pentru evitarea interferenţelor şi în acelaşi timp pentru economisirea frecvenţelor, după încheierea misiunii de transmitere a documentelor fotografice sateliţii nr. 1, 2 şi 3 au fost manevraţi astfel ca să cadă pe Lună.

Staţiile „Zond"

Într-un anumit fel, staţiile din această serie pot fi considerate obiecte cosmice tehnologice, scopul principal al lansării lor fiind verificarea în zbor a unor soluţii tehnice noi în problema echipării şi organizării generale a sondelor automate interplanetare. În perioada 2 aprilie 1964 — 2 martie 1968 au fost scoase în spaţiu pe diferite traiectorii şi transformate în sateliţi artificiali ai Soarelui patru asemenea staţii. Pe lîngă unele măsurători ale caracteristicilor mediului vizitat, staţiile au şi o interesantă misiune fotografică. De pildă, „Zond"-3, trecînd la 10 000 km de Lună, i-a fotografiat faţa invizibilă de pe Pămînt, observînd acele regiuni pe care nu le cuprinseseră obiectivele staţiei „Luna"-3, cea dintîi sondă automată cu această destinaţie. Fotografierea Lunii a durat o oră şi 8 minute. Filmul a fost prelucrat în laboratorul staţiei (developat şi uscat), transmiterea imaginilor făcîndu-se în sistemul de redare a filmelor la televiziune, 9 zile mai tîrziu, cînd staţia se găsea la 2 200 000 km depărtare de Pămînt. Întrucît aparatura de televiziune ce se experimenta era destinată staţiilor interplanetare, deci să transmită de la distanţe foarte mari, s-a adoptat un sistem aparte de lucru, şi anume: clişeele erau analizate mai întîi cu o rezoluţie slabă şi transmise în regim de mare viteză (rapid) încît„ citirea" unei imagini complete nu dura decît 2 minute şi 15 secunde; dintre fotografiile recepţionate sînt selecţionate la sol cele mai interesante, comandîndu-se retransmiterea lor, de astă dată însă cu un baleiaj lent, care dădea o rezoluţie de 1 000 de linii (transmiterea unui clişeu dura 34 de minute).

În martie 1968, într-un climat de căutări şi pregătiri febrile pentru trecerea la abordarea Lunii de către nave

pilotate, din Uniunea Sovietică a fost lansată o stație automată interplanetară, „Zond-4". Potrivit comunicatului dat cu acel prilej, stația a trecut nu departe de suprafața Lunii, a depășit puțin orbita lunară și s-a reîntors apoi spre Pămînt. Lansarea s-a făcut la 2 martie, iar la 9 martie stația reintra în atmosfera terestră. A fost un exercițiu de recuperare a obiectelor ce pătrund în atmosferă cu a doua viteză cosmică. „Zond-4" s-a reîntors spre Pămînt dintr-un apogeu situat la 350 000 km și pătrunzînd în atmosferă s-a dezintegrat. Dacă sonda s-ar fi deplasat tot timpul balistic, în cele 7 zile cît a durat zborul ea ar fi descris o orbită cu apogeu mult dincoace de orbita Lunii, respectiv la 300 000 km. Or, întrucît în realitate s-a îndepărtat de planeta noastră pînă la 350 000 km, aceasta ar fi fost posibilă numai printr-o intervenție pe parcurs, în sensul accelerării mișcării. Iar cum la dus este de dorit ca voiajul să fie cît mai lent, pentru ca pătrunderea în domeniul lunar să se facă cu o energie minimă, înseamnă că accelerarea sondei a fost comandată pe ramura de întoarcere spre Pămînt acum contînd foarte puțin, sub raport energetic, dacă incizia anvelopei atmosferice se face cu 10,9 km/s sau cu 11 km/s, aceasta avînd ca efect însă o simțitoare scurtare a timpului total de zbor.

În septembrie 1968, specialiștii sovietici au scos în probe o altă stație, „Zond"-5, pe care au plasat-o pe o orbită circumterestră astfel stabilită, încît să treacă prin apropierea Lunii (la 1 950 km de suprafața lunară) și să revină apoi spre Pămînt. „Zond"-5 (fig. 76) este cel dintîi obiect cosmic recuperat după ce a efectuat un zbor în afara planetei și a reintrat în atmosferă cu cea de-a două viteză cosmică. Sonda a amerizat în Oceanul Indian. Ea a fost reperată pe timpul coborîrii și recuperată în bune condiții de nave aparținînd flotei de cercetări oceanografice a Uniunii Sovietice. Deci: „Zond"-5 a spulberat o mare îndoială demonstrînd că returul de la Lună, în siguranță totală, este practic posibil cu ajutorul tehnicii spațiale disponibile.

La mijlocul lunii noiembrie 1968 a fost readus de la Lună un alt aparat („Zond"-6), care însă nu a mai amerizat, în afara frontierelor de stat ale U.R.S.S., ci a aterizat, în regiunea stabilită de pe teritoriul sovietic. Evenimentul a avut valoarea unei emancipări serioase a astronauticii contemporane de legile mecanicii cerești, care constrîng la foarte multe restricții. De pildă, conform acestor legi, dacă lansarea unui obiect spre Lună se face de pe teritoriul sovietic și obiectul în cauză dă ocol Lunii pe orbită eliptică alungită de satelit artificial al Pămîntului (cazul sondelor nr. 5 și 6), nu va fi imposibilă reîntoarcerea sa pe teritoriul sovietic, întrucît zona de impact se va găsi în mod normal mult la sud fața de limita cea mai sudică a frontierelor sovietice. O restricție naturală, stînjenitoare, pe care specialiștii sovietici au surpasat-o prin manevrarea aparatului pe timpul coborîrii lui prin straturile dense ale atmosferei, folosindu-se în acest scop forțele aerodinamice ca agent motor pentru acționarea unor cîrme de execuție a comenzilor de dirijare. Coborîrea dirijată prin atmosferă, după străpungerea acesteia cu enorma viteză de eliberare de 11 km/s, a constituit un succes.

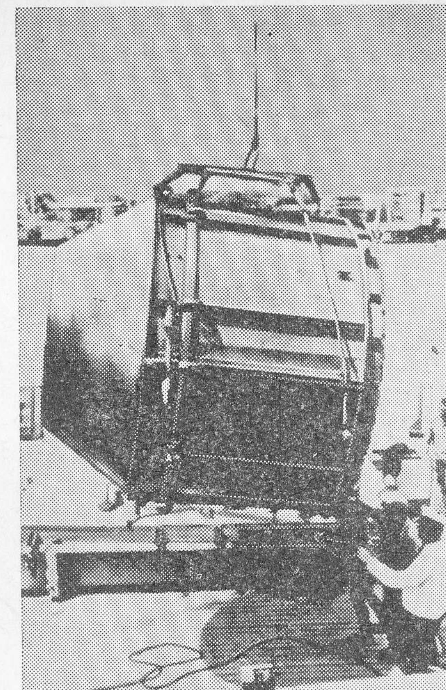


Fig. 76 „Zond"-5, după recuperare, în container de transport

În luna august 1969, operînd în mod similar, specialiștii sovietici au trimis spre Lună o nouă stație automată din aceeași serie, „Zond"-7, care după ce a evoluat o revoluție pe orbită de satelit artificial al Lunii, s-a reîntors spre Pămînt — tot rapid, în cadrul unui zbor de 7 zile — și a aterizat cu o precizie matematică în locul stabilit de pe teritoriul Uniunii Sovietice. De astă dată deci „Zond"-7 și-a

schimbat temporar starea, transformîndu-se din satelit al Pămîntului în satelit al Lunii, pentru ca după aceea să se plaseze din nou pe o orbită de satelit artificial al Terrei.

Cu consecvență specialiștii sovietici pregătesc astfel pas cu pas trecerea la faze noi în investigarea automată a Lunii. Este clară progresiunea metodică de la „Zond“-4 la „Zond“-7, iar asociat acesteia din urmă, „Luna“-15.

Atît la lansarea stației „Luna“-15 cît și cu ocazia zborului stației „Zond“-7, în comunicatul TASS s-a arătat că s-a urmărit să se efectueze pe lîngă un program de cercetări complexe în spațiul din jurul Lunii, și o serie de experimentări ale unor noi sisteme de stații automate. Așadar, este vorba de materiale spațiale nou concepute, de autentice standuri de probă (bancuri de încercări) în cosmos, pe trasee nu întîmplător alese, a unei tehnici perfecționate destinate explorării ample a Lunii cu ajutorul mijloacelor automate.

PROGRAMUL „APOLLO“

Nava lunară „Apollo“ este alcătuită din trei corpuri: cabină, modulul de serviciu și modulul lunar. Împreună cu două elemente tehnice auxiliare (carenaj pentru atașarea la rachete purtătoare și un turn de salvare), acestea constituie o încărcătură utilă totală de 47 780 kg, repartizată astfel: cabina cu trei locuri — 5 460 kg; modulul de serviciu — 22 310 kg (17 250 kg de combustibil); modulul lunar — 14 500 kg (11 000 kg de combustibil); carenajul 1760 kg; turnul de salvare — 3 750 kg. Toate aceste elemente și felul cum sînt așezate în racheta purtătoare sînt arătate în figura 77.

Așadar, o încărcătură utilă de aproape 48 de tone trebuie nu simplu satelizată (7,8 km/s), ci lansată în spațiu cu o viteză puțin inferioară celei de-a doua viteze cosmice (11 km/s față de 11,2 km/s, viteza de eliberare). Pentru aceasta a fost necesară conceperea și realizarea unei rachete purtătoare foarte puternice, capabilă să satelizeze în jurul Pămîntului o încărcătură utilă de 130 de tone (greutatea ultimei trepte cu o rezervă de combustibil plus greutatea navei).

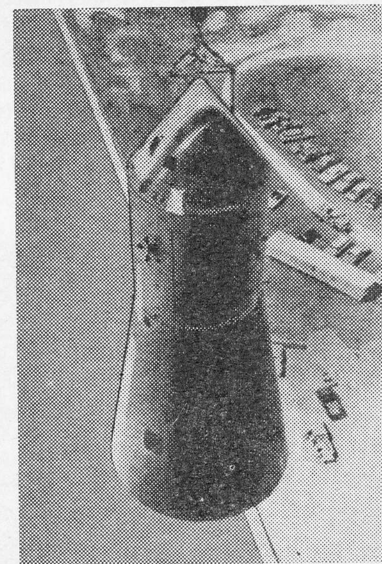


Fig. 77 Componentele navei „Apollo“

Zborul navei spre Lună decurge, în principiu astfel:

Treapta a treia a rachetei purtătoare se plasează mai întîi pe orbită circumterestră la înălțimea de 160 km. Stațiile terestre urmăresc satelitul și-i determină cu exactitate parametrii orbitei. La a doua revoluție i se conectează din nou motorul și racheta iese pe traiectorie spre Lună. Din nou se fac calcule precise la sol pentru precizarea traiectoriei reale și pentru executarea eventualelor corecții dacă sînt abateri ale acesteia din urmă față de traiectoria dorită. Numai după aceea se comandă desprinderea de ea a „blocului", cum se numește corpul constituit din cabina cu trei locuri și modulul de serviciu (pentru aceasta sînt inițiate amorsele mai multor încărcături explozive, care provoacă largarea panourilor carenajului).

Nava devansează apoi puțin ultima treaptă a rachetei purtătoare, la care a rămas fixat modulul lunar. Ambele obiecte zboară balistic (fără motor, în vid) cu aceeași viteză, pe traiectorii apropiate, la o depărtare foarte mică unul de altul. Urmează o manevră de rotire cu 180 grade a cabinei, în așa fel ca partea sa frontală, unde se află ecluza de trecere, să fie îndreptată spre partea superioară a modulului lunar. Apoi, prin acționări repetate ale motoarelor mici de orientare, se realizează apropierea navei de rachetă și joncțiunea cu modulul lunar (conul frontal al cabinei este introdus în locașul din partea superioară a vehiculului lunar), realizîndu-se restructurarea din figura 78. Operația de restructurare durează 25 de minute.

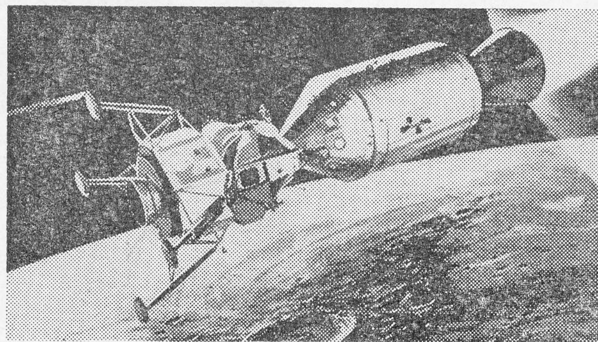


Fig. 78 Nava „Apollo", după formarea sa pe traiectoria spre Lună

După alte 20 minute, la comanda echipajului, nava se desprinde de rachetă, face încă o manevră de rotire cu 180 de grade pentru ca astronauții să privească pe direcția de înaintare și își continuă zborul independent spre Lună (sînt prevăzute pînă la trei corecții ale traiectoriei, cu un consum de combustibil de 270 kg). După trei zile de zbor nava intră în sfera de acțiune a Lunii. Mai are deci de străbătut circa 60 000 km.

Treptat, pe măsura apropierii de Lună, după ce a pătruns în sfera ei de acțiune, nava este accelerată, datorită acțiunii dominante a forței de atracție gravitaționale lunare. Traiectoria se curbează mult după ce nava a intersectat orbita Lunii, putînd fi ușor transformată într-o orbită circumterestră de foarte mare excentricitate. Este încă o măsură de securitate, pentru eventualitatea că sistemul de frînare nu ar răspunde la comenzi în mod corespunzător. Într-o asemenea împrejurare nava depășește orbita Lunii și se reîntoarce spre Pămînt, ca orice satelit cu apogeul îndepărtat.

În situație normală, prin acționarea motorului-rachetă de marș, nava se plasează pe orbită în jurul Lunii la înălțimea de 128 km (au trecut 63 de ore, 16 minute și 29 de secunde de la startul rachetei purtătoare). Pentru aceasta se consumă 12 tone de combustibil din rezervoarele modulului de serviciu, astfel încît nava mai cîntărește doar 30 de tone.

În timpul primelor două revoluții, stațiile terestre îi determină cu exactitate caracteristicile orbitei, iar echipajul pregătește operația de debarcare; doi dintre astronauți trec prin ecluză din cabină în modulul lunar, sînt transportate materiale, se fac verificări ale instalațiilor de bord, se pun în funcțiune sistemele de navigație automată (o platformă inerțială și un calculator electronic). Se scot apoi elementele de legătură dintre cele două tronsoane în vederea separării. Acum echipajul s-a fracționat: comandantul navei a rămas în cabină, iar ceilalți doi astronauți își ocupă locurile în corpul de debarcare.

Acționînd pentru 5 secunde sistemul de propulsie-control al vehiculului lunar, astronauții comandă desprinderea ușoară și îndepărtarea înceată a acestuia de navă, pînă la o distanță de circa 18 m. Rotesc apoi lin vehiculul pentru ca astronautul din cabină să-l poată inspecta mai îndeaproape.

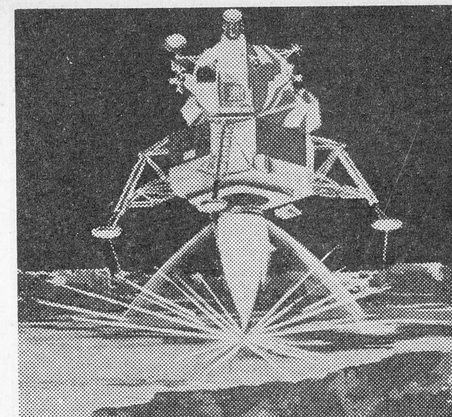
Conectează apoi instalația principală de propulsie a modulului lunar în sensul frînării mișcării. Ca urmare, vehiculul se plasează pe o orbită eliptică, cu aposeleniul aproximativ la înălțimea orbitei circulare inițiale, pe care continuă să evolueze nava principală, și cu periseleniul la circa 15 km deasupra nivelului solului lunar. Orbita poate fi astfel aleasă ca la o eventuală contramandare a descinderii pe Lună să se poată realiza în timpul cel mai scurt reintîlnirea vehiculelor.

În vederea asigurării posibilității de reintîlnire rapidă a navelor în spațiu, în toate perioadele favorabile astronauții din corpul de debarcare mențin legătura atît cu stațiile terestre, cît și cu coechipierul rămas pe orbita superioară (legătura cu Pămîntul se întrerupe cînd vehiculul trece de cealaltă parte a Lunii, aceasta din urmă interpunîndu-se în calea undelor radio). Cît timp nava se găsește în cîmpul de radiovizibilitate directă al modulului lunar, astronauții o reperează cu radarul de bord și cu celelalte aparate de navigație, pregătind elementele eventualei manevre de joncțiune. De asemenea astronautul din navă urmărește evoluția vehiculului lunar după luminile intermitente amplasate pe corpul acestuia.

Se prevede și posibilitatea ca nava principală să intervină pentru realizarea întîlnirii, fiind în măsură să manevreze în sens corespunzător.

În etapa următoare, modulul lunar trece pe traiectoria de coborîre pe Lună, prin acționarea încă o dată a motorului la tracțiune maximă pentru frînarea mișcării. Frînarea durează 8 minute, timp în care vehiculul parcurge o distanță de 400 km, coborînd treptat pînă la înălțimea de 2,6 km. În continuare vehiculul coboară liber (motorul s-a oprit), executînd la comanda astronauților o mișcare lină de tangaj pentru aducerea orizontului în cîmpul de vedere al echipajului și deci pentru observarea locului de coborîre. Manevra de coborîre începe cînd au mai rămas de străbătut, pe traiectoria de cădere, doar 13 km. Aici este acționat din nou motorul pentru un minut și jumătate, de astă dată însă la o putere redusă (60% din puterea sa nominală). Ca urmare, componenta orizontală a vitezei scade de la 140 m/s. la 15 m/s. La sfîrșitul manevrei, aparatul de zbor se află la

150 m înălțime și la o distanță de 400 m de punctul de cădere. Începe manevra de aselenizare, manevră integral comandată de către piloți. Vehiculul este adus la verticala punctului de coborîre, unde i se anulează complet viteza. Urmează o cădere frînată pe verticală de la înălțimea de 30 m și debarcarea lină a vehiculului pe suprafața Lunii, ca în fig. 79.


Fig. 79 Debarcarea vehiculului lunar (ilustrație)

Îndată după debarcare, astronauții examinează îndeaproape solul și împrejurimile și comunică stațiilor terestre cele constatate. Verifică apoi echipamentul și aparatajul individual de asigurare tehnică-biologică în vederea ieșirii din cabină. Racordează căile de alimentare cu oxigen la instalația de asigurare vitală pe care o poartă pe spate, după care depresurează progresiv cabina pentru a putea deschide trapa frontală de acces (deschiderea se face spre interior, încît ea nu va fi posibilă pînă ce nu se va anula diferența dintre presiunea atmosferei din cabină și presiunea exterioară, extrem de joasă). Apoi unul dintre astronauți iese pe platforma din fața trapei și coboară pe scara prevăzută în acest scop. Inspectează vehiculul, măsoară comprimarea terenului de aselenizare și amprentele tălpicilor de sprijin și observă tot ce ar putea interesa startul vehiculului, precum și debarcările ulterioare ale altor nave cu echipaj. Celălalt astronaut rămîne pe platforma superioară; el retransmite prin radio observațiile coechipierului său, face fotografii, menține legătura cu astronautul de pe orbită. Se prevede pentru aceasta cel mult patru ore. În total șederea pe Lună poate dura 22-35 ore, timp în care, pe rînd,

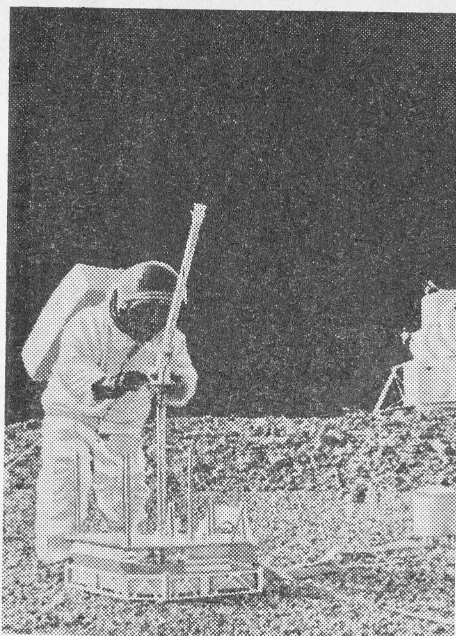


Fig. 80 Din activitatea pe Lună a primilor lunauţi (exerciţiu de antrenament)

sau împreună astronauţii se pot îndepărta pînă la 1-3 km de navă, rămînînd în afara cabinei, la o ieşire, circa 3 ore.

Sînt descărcate o parte din materialele uşoare aduse pentru explorare şi se instalează o antenă directivă, orientînd-o spre Pămînt ca în figura 80. (se reduce astfel puterea de emisie necesară). Se pune în funcţiune o instalaţie de televiziune; dacă tehnica permite, se transmit imagini în culori şi în relief.

Astronauţii încep după aceea o sumară activitate de prospecţiuni geologice. Purtînd în mînă fie o cutie cu unelte, special realizată în acest scop (fig. 81), fie saci speciali, astronauţii dislocă mici cantităţi de material lunar diferit. Mostrele de roci astfel obţinute sînt transportate neîntîrziat în cabină, pentru ca la o eventuală întrerupere a misiunii să nu fie afectată această importantă sarcină ştiinţifică.

Dacă timpul mai îngăduie şi nu s-au ivit dificultăţi de adaptare la mediul specific (vid, condiţii cu totul noi de peisaj şi lumină, gravitaţie redusă, radiaţii etc.), astronauţii descarcă şi materialele ştiinţifice grele (un generator termoelectric cu izotopi radioactivi, un detector de ioni, un aparat pentru măsurarea vîntului solar, un magnetometru, un seismometru pasiv), care vor fi lăsate în funcţiune pe Lună la plecare.



Fig. 81 Cutie de unelte de lucru pentru cercetarea rocilor lunare

Reîntorşi în cabină după prima etapă de explorare, astronauţii restabilesc condiţii normale de mediu interior (presiune 0,42 kg/cm; temperatură 24°C), îşi scot scafandrii de exterior, pun la reîncărcat una dintre instalaţiile portative de asigurare tehnică biologică, mănîncă şi se culcă. În timpul odihnei se pune la încărcat şi cealaltă instalaţie portativă.

După 6-8 ore de odihnă exploratorii iau din nou masa, apoi se pregătesc, de regulă, pentru a doua ieşire. De astădată transportă şi restul materialului ştiinţific şi îl instalează în locurile stabilite în prima etapă de explorare. Fac apoi o incursiune ceva mai îndepărtată, cu care prilej culeg alte eşantioane de rocă şi material lunar (pînă la 50 kg în total).

Reîntorşi în navă, astronauţii fac toate pregătirile pentru startul de pe Lună (verificări tehnice, conectarea sistemelor de bord, radiolegături).

Startul este comandat în momentul cînd nava principală trece pe deasupra locului de aselenizare; motorul este pornit în momentul cînd nava a depăşit cu 9 grade verticala locului. Acum este comandată retezarea buloanelor explozive care legau modulul superior cu cabina echipajului de partea inferioară a modulului lunar. Aceasta din urmă

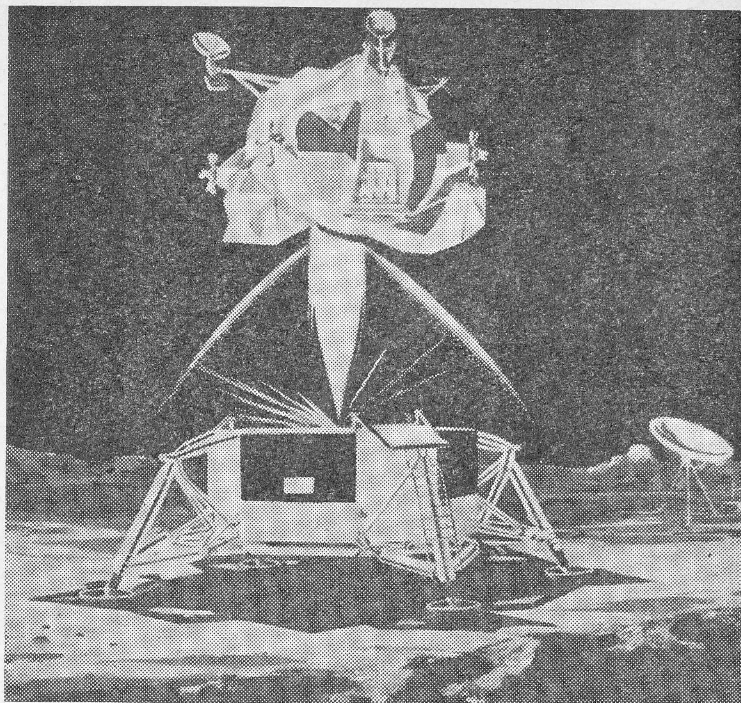


Fig. 82 Startul de pe Lună al cabinei corpului de debarcare (ilustrație)

servește de astădată ca platformă de lansare pentru modulul de urcare; el va fi lăsat deci pe Lună (fig. 82).

Motorul asigură o tracțiune de 1 590 kg. Sub acțiunea acestei forțe, cabina urcă vertical timp de 12 secunde, iar apoi automat se înclină, astfel că la sfîrșitul propulsiei, la înălțimea de 15 km, a fost atinsă o viteză de satelizare mai mare decît viteza circulară locală, ceea ce are ca urmare plasarea sa pe o orbită eliptică cu periseleniul la 15 km și aposeleniul la 55 km. Este o orbită provizorie, pe care, în situație neprevăzută, se poate realiza cuplajul părților prin intervenția navei principale.

În mod normal, corpul de urcare (partea rămasă a modulului lunar) se prevede cu resurse suficiente pentru acționarea repetată a motorului în vederea plasării sale pe orbita

navei în mai puțin de două ore de la start (întîlnirea la prima orbită, perioada de revoluție fiind de aproximativ două ore și jumătate). Apoi, prin manevre de pilotaj efectuate de echipaj, vehiculul acostează în partea frontală a navei, unde se găsește ecluza în aer. Are loc reconstituirea echipajului; sînt transportate în cabină trofeele lunare. Se fac verificări tehnice ale instalațiilor de bord. Este comandată apoi separarea corpului de urcare, care va rămîne satelit artificial al Lunii. În această etapă, deci, în jurul Lunii evoluează o navă pilotată avînd greutatea de numai 15,5 t.

După una sau mai multe revoluții circumlunare ale navei se pune în funcțiune motorul modulului de serviciu. Cu un consum de substanță de 4 tone, acesta scoate nava pe traiectorie spre Pămînt (ca și impulsul de frînare a mișcării, și acest impuls se administrează cînd nava se află de cealaltă parte a Lunii, tocmai pentru ca deschiderea orbitei să se facă spre Pămînt.) Stațiile terestre calculează traiectoria reală și corecțiile de aplicat. Pentru executarea manevrelor a mai rămas în rezervoare o tonă de combustibil, încît în apropierea planetei vehiculul cosmic s-a redus la circa 14,5 t.

Cu 15 minute înainte de reintrarea în atmosferă, cînd nava se află la înălțimea de 120 km și mai are de parcurs 2 300-4 000 km pînă la punctul de aterizare (amerizare), se desprinde și modulul de serviciu. Cabina este prevăzută cu două sisteme de propulsie pentru controlul atitudinii, fiecare avînd cîte șase motoare mici, funcționînd cu monometilhidrazină și peroxid de azot și dezvoltînd o tracțiune de 42 kg. Cu ajutorul acestor motoare se manevrează nava în mod convenabil pentru evitarea încălzirii aerodinamice excesive la trecerea cu mare viteză prin straturile dense de aer.

La înălțimea de 7 300 m este largată bucla termică (protectoare), devenind posibilă deschiderea parașutelor. Se desfac mai întîi două parașute stabilizatoare, care reduc viteza de coborîre de la 120 la 60 m/s (la 3 000 m înălțime). Îndată după aceea parașutele extractoare scot afară din loca-

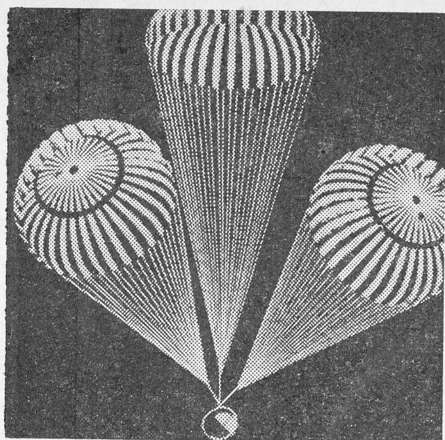


Fig. 83 Buchet de parașute pentru recuperarea cabinei „Apollo"

șurile lor alte două sau trei parașute mari (fig. 83), principale, care micșorează viteza de cădere pînă la 8 m/s, viteză cu care cabina atinge suprafața apei.

Acestea sînt principalele prevederi ale proiectului „Apollo", așa cum a fost el schițat în etapa zborurilor preliminare circumterestre, pe baza practicii navigației orbitale în jurul Pămîntului.

În cele ce urmează, pentru a evidenția rolul tehnicii spațiale în progresul astronautic, facem o succintă trecere în revistă a principalelor momente parcurse în etapa premergătoare a primului zbor al oamenilor în Lună.

„Apollo"-7; În momentul lansării navei „Apollo"-7, cu trei astronauți la bord (Walter Schirra, Don Eisele și Walter Cuninngham), la 11 octombrie 1968, acest zbor a fost privit ca o repetiție asociată, menită să adauge experienței anterioare ultimele elemente necesare pregătitoare. Într-adevăr, zborul de 11 zile al acestei nave, comportarea bună a echipajului și în general desfășurarea activităților la bord conform programului au atestat capabilitățile tehnice și biologice ale sistemului adoptat.

„Cu Apollo"-7 s-au efectuat experiențe de importanță deosebită în organizarea primului zbor al omului în Lună. S-au confirmat calitățile pe deplin corespunzătoare ale cabinelor spațiale din această generație; au fost rezolvate toate deficiențele semnalate în timpul probelor de sol, inclusiv — și în primul rînd — cele care au determinat accidentul catastrofal din ianuarie 1967 cînd un echipaj și-a pierdut viața în urma izbucnirii unui incediu în cabină, pe cînd se efectuau antrenamente statice în sol. De menționat, printre altele, eficiența reală a soluției date problemei compoziției microclimatului din cabină, și anume atmosferă de oxigen și azot la lansare și atmosferă de oxigen pur pe orbită.

Misiunea principală a echipajului navei „Apollo"-7 a fost aceea de verificare în zbor orbital prelungit, în jurul Pămîntului, a sistemelor care echipează noua cabină, precum și a întregului complex tehnic (structură, aparataj, instalații de propulsie). S-a urmărit, în același timp, observarea comportării astronauților în condițiile specifice zborului cosmic de durată, cercetîndu-se deopotrivă reacțiile individuale, cît și coordonarea activităților în echipă. Astronauții au executat un program de observații și cercetări în cosmos, au studiat mediul înconjurător, Pămîntul și stelele, au verificat posibilitatea reală de orientare autonomă în spațiu (fără concursul stațiilor de sol). Au fost reproduse faze și etape ale misiunii lunare. Esențial este că de mai multe ori în decursul celor 11 zile ale voiajului lor circumterestru astronauții au pus în funcțiune complexul tehnic de orientare-stabilizare și manevră al vehiculului, au acționat motorul-rachetă principal, prin impulsuri de scurtă și de lungă durată (de patru ori cîte 15 secunde, a cincea oară timp de 66 secunde, iar ulterior între aceste valori). De fiecare dată comenzile de manevră au fost date de comandantul navei, acesta urmînd să îndeplinească și în viitor rolul respectiv, de pilot principal. Prin aceste corecții și manevre au fost simulate momentele caracteristice ale zborului lunar: reabordarea în spațiu, în jurul Pămîntului, a rachetei purtătoare, pentru extragerea dintr-un carenaj a modulului lunar și compunerea vehiculului în structura cu 3 module; apoi, pe orbită selenocentrică, desprinderea modulului lunar de nava principală și trecerea sa pe o nouă orbită, de apropiere de suprafața Lunii și, în fine, reconstituirea temporară a vehiculului, de asemenea în jurul Lunii. Simularea a fost totuși întrucîtva restricționată de faptul că nava n-a avut toate componentele sale; i-a lipsit modulul lunar, iar modulul de serviciu a fost substituit printr-un corp ceva mai ușor decît cel din varianta de referință. Cu toate acestea s-au putut imita principalele momente de

manevră, inclusiv ieşirea la salvare a navei principale, atunci cînd aceasta, aflîndu-se pe orbită circumlunară de supraveghere şi aşteptare, ar trebui să se apropie ea însăşi de suprafaţa Lunii pentru a aborda şi remorca modulul lunar, care, fiind în situaţie de avarie, a rămas „imobilizat" pe orbită joasă. Demonstrarea acestei posibilităţi s-a făcut prin manevre de apropiere de racheta purtătoare (treapta S-IV B a rachetei „Saturn"-1).

O ultimă menţiune interesantă: în ziua de încheiere a zborului astronauţii au constatat 40 de defecţiuni în funcţionarea diferitelor sisteme, aparate şi instalaţii de bord. Deosebit de important este, în legătură cu aceasta, că toate defecţiunile au fost înlăturate oportun (operativ) prin intervenţia echipajului, ceea ce a dat garanţii suplimentare acţiunii preconizate.

„Apolo"-8. Acest zbor a avut rolul hotărîtor în realizarea sarcinii fundamentale a programului. Trei astronauţi, Frank Borman, James Lovell şi William Anders, la bordul unei nave „Apollo" de tip simplificat — fără modulul de aselenizare — au deschis navelor pilotate calea spre Lună, procedînd după următorul grafic de zbor:

Start: 21 decembrie, orele 12,15. Saturn-5 (colosul de 110 m înălţime şi 2 783 t greutate — 2 540 tone combustibil echivalentul în trotil în situaţie de explozie la lansare — 553 tone trotil) ia startul de la Cape Kennedy. Tracţiunea setului de 5 motoare ale primei trepte: 3 375 tone-forţă.

Satelizare. După 11 minute 32 secunde de la start, ultima treaptă a rachetei iese pe orbită circumterestră provizorie la 183-191 km. Astronauţii verifică echipamentele. Staţiile de sol determină cu precizie traiectoria şi momentul startului din cosmos.

Ieşirea spre Lună. După zborul orbital de 2 ore şi 39 minute se pune din nou în funcţiune motorul treptei a treia a rachetei purtătoare. Durata acţionării motorului: 4 minute 11 secunde. Viteza creşte de la 7 800 m/s la 10 058 m/s. Orbita se deschide spre Lună. 21 decembrie orele 16 începe zborul de 66 ore pînă la Lună.

Nava „Apollo" se separă de racheta purtătoare. Zbor în formaţie. Pivotarea navei pentru observarea şi fotografierea rachetei, repetiţie pentru „Apollo" cu LEM

(corp de debarcare pe Lună). Sînt acţionate motoarele mici din sistemul de orientare-stabilizare. Nava se îndepărtează la 100-300 m de rachetă. Traiectoria de zbor „normală". Încă o dată sînt acţionate motoarele mici auxiliare ale navei pentru îndepărtarea şi mai mult de racheta secondată. Distanţa realizată: 900 m.

Corectarea traiectoriei. 21 decembrie, după 11 ore de la start. Nava, la 93000 km; viteza rămasă, 2,44 km/s. Este acţionat motorul principal al compartimentului de serviciu pentru verificarea funcţionării; durata de acţionare 2 secunde, crescută viteza cu 7,58 m/s.

22 decembrie orele 01.00. Nava se află într-un punct (la 106 000 km) de unde nu se mai poate reîntoarce decît printr-un ocol al Lunii. La orele 02.00, astronauţii îşi scot scafandrii şi rămîn în combinezoanele uşoare de interior. Apoi, în tot cursul zilei efectuează programul stabilit. După-amiază Borman şi Anders nu se simt bine. Li se recomandă medicamente. Pînă seara îşi revin. La orele 14,30 nava se află la 193 000 km; viteza rămasă, 1,56 km/s. Nivelul de radiaţii, nepericulos. La orele 20.06, prima emisie TV în direct de la bordul navei (se operează cu o cameră RCA de 2 kg, cu două obiective, unul pentru interior, cu deschiderea de 160 grade, celălalt, teleobiectiv, de 9 grade). Imagini de o claritate excepţională, atît cele din interior cît şi cele din exterior (Pămîntul văzut de la 216 000 km). Seara astronauţii se culcă, pe rînd, în saci prinşi pe podea. La 35 de ore de la lansare nava se află la 243 000 km de Pămînt şi la numai 116 000 km de Lună. Lovell, navigatorul de serviciu, face punctul pe mai multe stele. Se renunţă la o a doua manevră de corecţie, programată pentru 23 decembrie orele 16,41, deoarece după prima manevră s-au obţinut parametrii doriţi.

Pătrunderea în sfera de acţiune a Lunii (312 671 km de Pămînt şi 65 480 km de Lună). 22 decembrie orele 15.29. Viteza de trecere a punctului considerat echigravisferă, 0,99 km/s.

A doua emisie TV. Pămîntul, văzut de la 320 000 km. Pînă la terminarea misiunii de zbor astronauţii au mai efectuat 4 emisii TV în direct. Mai departe viteza începe să crească, sub acţiunea cîmpului gravific lunar. La 24 decembrie orele 4,18 nava trece înapoia Lunii. Se întrerup comunicaţiile cu ea.

Satelizarea circumlunară. 24 decembrie orele 4.54, după 30 minute de la învăluirea Lunii și dispariția navei înapoia planetei, se reiau legăturile radio cu ea. Prin acționarea motorului timp de 4 min 6 sec, cînd nava se afla la 5 781 km de Lună și avea 1,68 km/s, i s-a redus viteza la 1,53 km/s și, ca urmare, s-a realizat satelizarea pe orbită ușor excentrică: 113/321 km.

La orele 9.21 se pune din nou în funcțiune motorul compartimentului de serviciu, pentru 9 secunde; se corectează orbita, aceasta devenind circulară la înălțimea de 112 km. Nava efectuează 8 revoluții pe noua orbită. Astronauții descriu Luna: peisaj sinistru, negru-gri, trist. Iau mii de fotografii, color și stereo, îndeosebi ale locului vizat pentru prima aselenizare a unei cabine LEM (în Marea Liniștei).

Ieșirea spre Pămînt. 25 decembrie orele 8.10. După 10 revoluții în jurul Lunii (20 ore) este antamat voiajul retur. Motorul e pus să funcționeze 3 min 29 sec dar se oprește cu 6 s mai devreme. Cu toate acestea nu mai e necesară vreo manevră de corecție. (Se anulează cea prevăzută pentru 26 decembrie orele 12.09). Ca urmare a acționării motorului, viteza navei crește de la 1,63 km/s la 2,71 km/s.

În total „Apollo"-8 a rămas sub dominația Lunii 44 ore 9 min.

Trecerea punctului echigravitațional. 25 decembrie orele 12.29. Viteza rămasă, 1,34 km/s. De aici mai departe sub influența atracției terestre, viteza navei crește treptat, astfel că în apropierea Pămîntului se reconstituie energetic starea de la plecare (respectiv, viteza de 10,06 km/s).

Amerizarea 27 decembrie orele 15.51. Zona de debarcare: Oceanul Pacific, la 1 600 km de insulele Hawai. Lărgimea culoarului de reintrare în atmosferă, 42 km (incidența navei, între 5 și 7,2 grade). Punctul de amerizare, la 4,8 km de locul stabilit.

„Apollo"-9, A constituit de asemenea zbor pregătitor și s-a desfășurat în perioada 3-13 martie 1969, după următorul program:

3 martie ora 18 (ora Bucureștiului). Lansarea de la Cap Kennedy a rachetei „Saturn"-5, purtătoare a navei spațiale

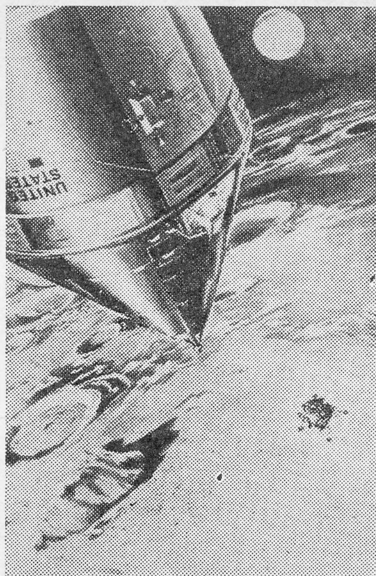
cu trei oameni la bord: James McDivitt, David Scott, Russell Schweickart. După 13 minute ultima treaptă s-a plasat pe orbită la 191 km. Două ore și jumătate mai tîrziu de rachetă s-a desprins nava-mamă (cabina de comandă, solidarizată cu modulul de serviciu); s-a îndepărtat la 15 m, apoi s-a rotit cu 180 grade, după care s-a apropiat de rachetă și a făcut joncțiunea cu aceasta; cuplîndu-se cu modulul lunar, rămas în carenajul rachetei purtătoare. Nava astfel structurată s-a detașat și s-a îndepărtat de rachetă; trecînd prin pilotaj automat pe o orbită 243/290 km, rachetei purtătoare i s-a conectat motorul principal pentru a ieși din sfera de acțiune a Pămîntului.

4 martie. Verificarea aparatajului din cabină și sistemelor de propulsie ale navei. Manevre orbitale, de la 194/228 km la 345 km, iar apoi la 210/500 km.

5 martie. Umplerea cu oxigen a modulului lunar LEM. Scott și Schweickart trec prin ecluza cabinei în LEM. Se pune în funcțiune motorul modulului lunar ca retrorachetă, fără a se modifica sensibil orbita navei. Apoi, cu motorul modulului de serviciu acționat 41 secunde, nava este scoasă pe o orbită circulară la 213 km.

6 martie. A doua trecere prin ecluza strîmtă în vehiculul LEM. Schweickart iese în spațiu, în afara cabinei și stă 37 minute 30 secunde pe o platformă exterioară, cu picioarele fixate în niște „papuci de aur" — saboți strălucitori din fibră de sticlă, care-i permit să se mențină în poziție verticală, eliberîndu-i-se astfel mîinile pentru folosirea aparatului foto. Verificări ale modulului lunar. Prima emisie TV. Scott, și el în costum de exterior, iese cu bustul în afara cabinei de comandă și ia de pe vehicul mai multe plăci de cuarț acoperite cu magneziu, erodate în jeturile de reacție ale motoarelor periferice.

7 martie. Orbita navei 233/237 km. McDivitt și Schweickart trec din nou în vehiculul LEM. Scott, rămas în cabina navei, comandă acționarea mecanică a 12 pîrghii cu resorturi prin care se realizase cuplajul modulelor. LEM este eliberat. Automat se acționează sistemul de propulsie,


Fig. 84 Desprins de nava-mamă, vehiculul de debarcare se îndreaptă spre suprafaţa Lunii (ilustraţie)

şi se îndepărtează cu 30 cm/s de modulul desprins (fig. 84). După 15 minute, vehiculele sînt la 50 m depărtare unul de altul. Cu aceleaşi motoare mici direcţionale în funcţiune (pentru 10 secunde), nava îşi iuteşte mişcarea, îndepărtîndu-se la 5,5 km; orbita sa: 243/247 km. 45 minute mai tîrziu LEM, cu motorul de coborîre, al corpului inferior, se plasează pe o orbită de intersecţie a orbitei navei: 220/268 km. Depărtarea între vehicule: 90 km (Scott vede modulul lunar cu ochiul liber). După două ore, a doua aprindere a motorului de coborîre. Vehiculul LEM trece pe orbită circulară interioară orbitei navei, considerîndu-se aselenizat. O oră şi jumătate mai tîrziu, simularea startului de pe Lună: corpul inferior de coborîre este largat; se aprind fuzeele mici direcţionale ale etajului de urcare şi acesta este adus la 18 km sub orbita navei-mamă şi la 176 km depărtare de ea. Alte 45 minute, şi este aprins pentru prima oară motorul etajului de urcare. Începe operaţia de căutare pentru joncţiunea orbitală; aceasta durează o oră şi jumătate şi se realizează prin acţionarea complet automată a noului vehicul constituit din partea rămasă a modulului de debarcare LEM (partea superioară a acestuia, cu cabina lunauţilor). Distanţa dintre vehicule, 50 m. În 15 minute manevrele fine s-au încheiat cu un cuplaj reuşit. Se reconstituie echipajul în cabina de comandă, apoi corpul care i-a readus pe astronauţi „de pe Lună" este abandonat în spaţiu.

8-13 martie. Experienţe tehnice şi ştiinţifice pe orbită simulînd returul de pe Lună. Este acţionat repetat motorul principal al navei, se efectuează corecţii de zbor, se fac exerciţii de navigaţie după aştri.

13 martie, ora 17.24 (ora Bucureştiului). După un zbor circumterestru de 10 zile, „Apollo"-9 aterizează în Atlantic la sud-est de Insulele Bermude.

„Apollo" 10. Scoasă pentru prima oară ca vehicul complet (cu modulul lunar ataşat) pe traiectoria stabilită pentru această operaţie, noua navă „Apollo" a modelat în bună parte zborul şi manevrele prevăzute în programul de trimitere în Lună, a unei expediţii pămîntene. La bordul navei s-a aflat un echipaj alcătuit din „veterani" (Thomas Stafford şi Eugene Cernan, care au mai zburat împreună în iunie 1966, cu „Gemini-9, şi John Young, de astă dată, ca şi Stafford, de altfel, la al treilea zbor).

Iată o recapitulaţie a principalelor momente ale derulării misiunii:

18 mai, orele 18.49. De la Cape Kennedy ia startul „Saturn"-5, racheta purtătoare a navei. Ultima treaptă a rachetei se plasează pe orbită circumterestră, unde rămîne ceva mai mult de două ore, după care, prin acţionarea încă o dată a motorului (prima oară la trecerea pe orbită), iese pe traiectorie spre Lună. La 21.50, nava (cabina solidarizată cu modulul de serviciu) se desprinde de rachetă, se îndepărtează puţin, pentru ca apoi, la comanda piloţilor să facă un looping, să se întoarcă spre rachetă şi să se cupleze din nou cu ea. Numai că de astă dată joncţiunea se face între capătul frontal al cabinei, la care este ataşată o piesă de amaraj, şi capătul anterior al unui tunel scurt de acces în vehiculul LEM, rămas în carenajul din racheta purtătoare. În momentul imediat următor, carenajul este desfăcut şi LEM tras uşor afară, acum ca modul component al navei lunare. 15 minute zbor în formaţie, „Apollo" în faţă, etajul propulsor în spate, apoi, la 22.06, astronauţii pun în funcţiune pentru 3 secunde motorul modulului de serviciu (motorul principal al navei). Efectul: un impuls suplimentar dat navei pe direcţia şi în sensul de mişcare, respectiv mărirea vitezei sale de croazieră şi uşoara modificare a traiectoriei pentru a scăpa de urmăritor (racheta

purtătoare) și a exclude orice posibilitate de ciocnire cu acesta. Manevra a fost televizată din cabina de comandă, iar imaginile (color) s-au transmis în direct telespectatorilor americani.

19 mai. Nava se îndepărtează continuu de Pămînt. Viteza scade simțitor (slăbește intensitatea cîmpului gravific planetar), astfel: cînd astronauții s-au culcat, la orele 7, nava se afla la 107 000 km și zbura cu aproximativ 30 000 km pe oră (față de 40 000 km/oră — viteza de ieșire pe traiectoria spre Lună), pentru ca după 9 ore de somn, în momentul trezirii lor — în acorduri muzicale, comandate de la sol — „punctul" navei să fie la 171 932 km, iar viteza, raportată la Pămînt, să fi scăzut la 22 840 km/oră. În ziua a doua, activități obișnuite: micul dejun, observații, verificări și mici manevre tehnice, măsurători, transcrierii experimentale și operaționale, T.V. color pentru telespectatorii pămînteni — cabină, Pămînt, cer înstelat, Lună, apoi prînzul, „cititul" ziarelor (de fapt li s-a comunicat de la sol conținutul acestora). La 19.21 manevră cu motorul principal (conectat 7 secunde, în sensul creșterii vitezei cu 52 km/oră) pentru corectarea traiectoriei. Vehiculul va intra în sfera de acțiune a Lunii într-un punct situat la numai 2 km depărtare de cel stabilit prin calcul. Suficient. Celelalte două corecții prevăzute sînt anulate. După 29 de ore de zbor, depărtarea de planeta noastră 217 519, viteza 5 359 km/oră.

20 mai. Activitate redusă. Ședințe de transmisii T.V. color. Astronauților nu le place apa de sinteză „preparată" la bord, dar o beau totuși.

21 mai. După 55 ore de zbor nava intră în sfera de acțiune gravitațională a Lunii (depărtarea de Lună, 62 544 km, viteza față de aceasta 4 152 km/oră, iar față de Pămînt 3 411 km). De acum înainte nava începe a fi accelerată spre corpul central al cărui prizonier a devenit. Astronauții au dormit 11 ore. La orele 22.27 convorbirile cu centrul Houston sînt anevoioase, apoi legătura se întrerupe brusc: nava a trecut înapoia Lunii... 16 minute de așteptare... mai trec cîteva secunde, apoi legătura este reluată. Motorul a fost acționat cu exactitate. Viteza navei a fost redusă la 3 270 km/oră și aceasta s-a înscris pe orbită circumlunară la 120/340 km; depărtarea Lunii de Pămînt, 386 000 km. Program de observații și transmisii T.V. color. Se pare că echipajul „Apollo"-8 n-a prea avut dreptate cînd a considerat peisajul lunar arid, neprimitor, de culoarea nisipului murdar. Stafford contestă: „avem o priveliște minunată a Lunii în lumina Pămîntului. Unele cratere radiază ca și cînd ar fi radioactive!".

22 mai. A cincea zi de zbor. Orele 3.11 astronauții circularizează orbita la 112 km (viteza orbitală, 3 360 km/oră). La 15.43 echipajul este trezit în muzică, Stafford și Cernan trec în LEM, îl inspectează și pregătesc decuplarea acestuia de navă, operație prevăzută pentru mai tîrziu.

La 21.11 vehiculul de debarcare, LEM, cu cei doi astronauți în cabină (în picioare — nu li s-au putut prevedea scaune), se desprinde de „Apollo" și timp de 25 minute evoluează nu departe în urma navei. Inspecție amănunțită: exteriorul îl cercetează Young, rămas în cabina „Apollo"; interiorul îl verifică echipajul expediției. Totul este în ordine (s-a defectat radarul de bord, dar defecțiunea este rapid remediată). Se pune în funcțiune motorul principal al etajului de coborîre al lui LEM și acesta se apropie vertiginos de Lună (viteza maximă, 5 400 km/oră). Rezultatul: vehiculul de debarcare se plasează pe o orbită cu periseleniul la 14,8 km (față de nivelul „mărilor" lunare, respectiv la numai 6 km deasupra unor piscuri ale munților din Lună). Starea astronauților, bună.

23 mai. Reîntîlnirea astronauților, după 8 ore și jumătate de la detașarea modulului; în acest timp LEM a survolat Luna de două ori. Din nou T.V. color, filmări, fotografii, observații, transmisii de mesaje cu nava și cu Houston, prin intermediul navei folosită ca releu cosmic. Manevre orbitale, cu îndepărtarea aposeleniului la 320 km, apoi refacerea orbitei inițiale. Observațiile asupra solului confirmă: locul de debarcare nr.2 este propice pentru aselenizare.

La 1.43 este detașat etajul inferior (vibrații puternice, și din nou intervenții ale lui Stafford pentru ieșirea din situația critică ivită). La 2.43 se pune în funcțiune motorul etajului superior, de urcare, apoi este abordată orbita navei, au loc manevrele, de-acum obișnuite, de întîlnire spațială (joncțiunea, la 5.11), urmate de reconstituirea echipajului în cabina „Apollo". Devenit masă neproductivă, corpul de ascensiune al modulului LEM este abandonat pe orbită.

Materialul de explorare a Lunii se poate considera acum omologat.

Sîmbătă 24 mai. Doar 3 ore de somn, și la 6.50 echipajul este din nou în stare de veghe. Se pregătește reîntoarcerea din misiune. Încă o emisiune T.V. color. În două rînduri etajul inferior al lui LEM se apropie de navă pînă la 16 km, fără pericol de ciocnire. O pilă electrică (din trei, la bord) e scoasă, voit, din uz, pentru că se supraîncălzise. Se instituie serviciul de cart în cabină, un astronaut va fi de serviciu, cînd ceilalți doi se odihnesc. La 13.52 nava trece pentru ultima oară înapoia Lunii. 2 minute și 44 secunde motorul în funcțiune, și nava iese din orbita circumlunară. Încă o emisie T.V. color, din nava ce se îndepărtează rapid (9 817 km/oră).

25 mai. Zborul retur continuă. Program relaxat, fără evenimente: odihnă, alternînd cu transmisii de informații, emisii T.V. color etc.

26 mai. Operația de 8 zile „Apollo"-10 s-a încheiat cu succes. La orele 18.51 cabina a amerizat în Pacific, readucînd expediția pe planeta natală.

„Apollo"-11. *OMUL ÎN LUNĂ.* Desfășurîndu-se întocmai după scenariul arătat anterior, misiunea „Apollo"-11 a marcat pasul cel mai extraordinar făcut de om în emanciparea ființei și societății sale. Cu adevărat omenirea a pășit în era cosmică a existenței sale, solii săi pășind pentru prima oară pe suprafața unui alt corp ceresc.

Operația a început la 16 iulie 1969 orele 15.32, cînd de pe platforma A a complexului nr. 39 de la Cap Kennedy a luat startul o rachetă purtătoare „Saturn"-5, înmatriculată la nr. 506. În capătul acestei rachete impunătoare se afla nava lunară „Apollo"-11, constituită dintr-o unitate cabină-modul de serviciu, purtînd nr. 107 (al șaptelea exemplar disponibil pentru zbor spațial) și un vehicul de debarcare pe suprafața Lunii, LEM-5. Echipaj la bord: Neil Armstrong (38 ani), comandant; Michael Collins (38 ani), pilotul navei, și Edwin Aldrin (39 ani), pilotul modulului lunar.

O mențiune interesantă: în momentul în care partea inferioară a rachetei atinge limita superioară a turnului de lansare (înalt de 135 m), responsabilitatea operației nu mai revine centrului Cape Kennedy, ci trece asupra centrului

de dirijare și control de la Houston. Pe timpul suișului rachetei motoarele funcționează corect, încît nu se înregistrează nici vibrații, nici instabilități. Cu exactitate și la timpul prevăzut se execută separarea etajelor, eliberarea turnului de salvare și largarea inelelor de legătură. După 11 minute 53 secunde de la start are loc plasarea pe orbita de așteptare (184,1—190 km) a ultimei trepte a rachetei purtătoare. Trec două ore și 32 minute de zbor orbital, după care este acționat din nou, pentru 347 s, motorul rachetei. Se obține astfel un supliment de viteză de 3 182,4 m/s, iar, ca urmare, vehiculul se plasează pe traiectorie spre Lună. O mică întîrziere, de trei minute, se constată la efectuarea operației de separare a navei de rachetă pentru pivotarea cu 180 grade în vederea restructurării vehiculului lunar și separării lui de racheta purtătoare; Collins îndepărtează nava la 30 m, în loc de 10 m, pentru pivotare. Astronauții nu reușesc să urmărească prin hublou modul cum se face vidanjarea de combustibil a etajului propulsor S-4B.

Corectitudinea desfășurării programului și exactitatea funcționării echipamentelor au determinat ca din cele patru manevre de corecție prevăzute să se execute doar una. Aceasta s-a realizat prin acționarea pentru trei secunde a motoarelor-rachetă de control periferice și obținerea astfel a modificării vitezei de zbor cu 6,37 metri pe secundă.

După aproape trei zile de zbor (exact, la 19 iulie, cînd trecuseră 75 ore 54 minute 28 secunde de la start) vehiculul se plasează pe orbită lunară eliptică; acționarea motorului principal al modulului de serviciu, în acest scop, se face cînd vehiculul se află dincolo de Lună, înapoia acesteia. Motorul funcționează 357,5 s și reduce viteza de zbor cu 889,25 m/s. Orbita inițială, eliptică, are punctele caracteristice (periseleniul și aposeleniul) la 113,7 km și, respectiv 315,4 km. Se impune circularizarea ei, în care scop, 4 ore și 26 minute mai tîrziu se mai pune o dată în funcțiune motorul, de astă dată doar pentru 17 s, efectul fiind încă o reducere a vitezei, acum cu numai 48,4 m/s. Rezultatul: vehiculul se înscrie pe o orbită aproape circulară, cu periseleniul la 99,4 km și aposeleniul la 121,3 km, fixată la aceste valori ținîndu-se seama de deviațiile ulterioare datorită neomogenităților scoarței lunare, constatate cu prilejul zborurilor

„Apollo"-8 și „Apollo"-10. Perturbațiile la acest zbor au fost însă neînsemnate.

Cu o zi înainte, în timpul apropierii de Lună, Armstrong și Aldrin verificaseră minuțios echipamentele aparatului de debarcare, LEM, intrînd în cabina acestuia prin canalul îngust de trecere practicat între el și navă. La 20 iulie, cu o jumătate de oră înaintea desprinderii modulului în vederea debarcării, Aldrin mai face o verificare atentă, preliminară. Decuplarea „Vulturului" (indicativul modulului lunar) de navă („Columbia") este urmată, după 25 minute, de separarea lor; în acest scop motoarele-rachetă de control sînt conectate pentru 8,2 s, astfel ca viteza să se modifice cu 0,79 m/s. Separarea s-a produs pe cînd nava efectua cea de-a 13 revoluție circumlunară și se afla pe partea invizibilă a Lunii. Se constată o aprindere pretimpurie (devansarea cu două minute) a motorului de alunizare a lui LEM; acesta funcționează 29,8 s, cu 1,4 s mai mult decît perioada stabilită, ceea ce are ca urmare modificarea vitezei cu 23,29 m/s, în loc de 21,34 m/s. „Vulturul" trece pe o orbită eliptică cu periseleniul la 14,63 km (în loc de 15,24 km).

La 20 iulie orele 22.05, cînd modulul trecea prin acest punct — cel mai apropiat de suprafața Lunii —, i s-a comandat punerea în funcțiune, pentru 757 s, a motorului principal de alunizare. Ca urmare, viteza aparatului scade cu 2 065 m/s și acesta trece în faza de apropiere la aselenizare. Acum calculatorul de bord, saturat de date la intrare, dă de mai multe ori semnale false de alarmă. Intervențiile centrului Houston înlătură dificultățile. La 10 m de solul lunar evoluțiile modulului sînt comandate manual. Armstrong, cu calm și stăpînire de sine, evită aselenizarea într-un crater adînc, preluînd conducerea aparatului în secunda hotărîtoare, finală și schimbînd programul de zbor, în această ultimă clipă. El comandă zbor orizontal cu 6 km pe oră și trece peste craterul periculos.

20 iulie 1969, orele 22.17.39. LEM-5, primul vehicul pilotat care ia contactul cu solul lunar! Debarcarea are loc într-o zonă de șes, în Marea Liniștei, în punctul de coordonate: 0°38′50″ latitudine nordică și 23°30′17″ longitudine estică — înscriindu-se în partea de sud-vest a elipsei de împrăștiere prestabilită, a cărei semiaxă mare are 4 km și semiaxă mică, 2,4 km (fig. 85).

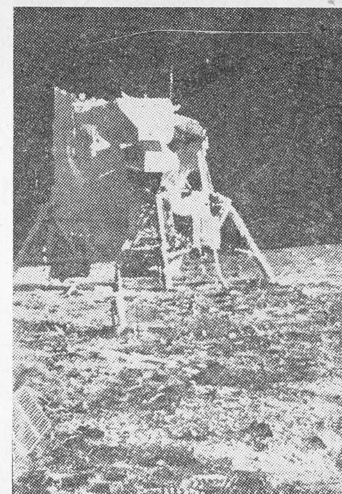


Fig. 85 Mica așezare omenească în Lună constituită în cadrul misiunii „Apollo"-11 (fotografia a fost făcută de Aldrin)

Prima sarcină a astronauților ajunși pe Lună este să verifice starea de funcțiune a vehiculului. În situație de forță majoră, ei pot lua startul fie în primele cinci minute după alunizare, fie după două ore, cînd „Columbia" a efectuat o revoluție completă și se creează condiții propice pentru întîlnirea pe orbită.

Simțindu-se bine după cele patru zile de zbor, lunauții renunță la odihna de 4 ore prevăzută pentru faza imediat următoare alunizării. Din motive de ordin psihologic, centrul Houston aprobă cererea lor de a se devansa momentul ieșirii din modul și pășirii pe solul lunar. Pregătirile pentru ieșire durînd însă mai mult decît se considerase, în final trapa vehiculului s-a deschis doar cu o oră și 25 minute înaintea orei prevăzute în program.

21 iulie 1969, orele 4.56.29. Neil Armstrong pune piciorul pe suprafața Lunii (fig.86). Este primul pămîntean care vizitează o altă lume, extraterestră. Cu ajutorul unei camere

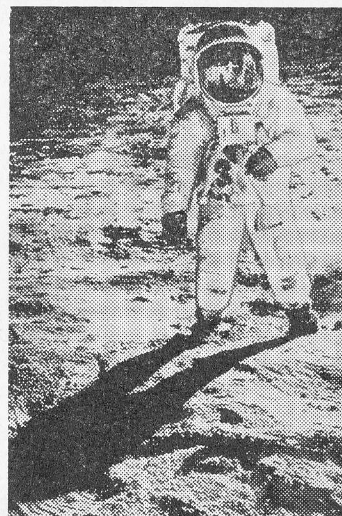


Fig. 86 Primul lunaut, Armstrong, în timpul incursiunii sale pe suprafața Lunii, fotografiat de coechipierul său, Aldrin

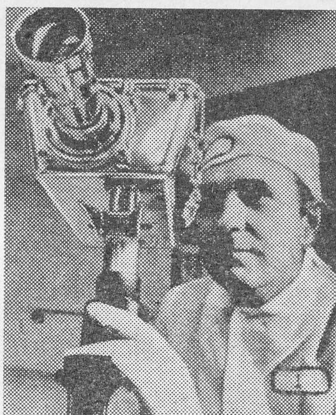


Fig. 87 Camera TV cu care au fost culese imagini ale activităţilor extravehiculare ale primilor lunauţi



Fig. 88 Momentul păşirii pe solul lunar a astronautului Aldrin, surprins pe peliculă de primul pămîntean care a descins pe suprafaţa Lunii, Neil Armstrong

T.V. instalată în exteriorul modulului (fig.87), peste 500 milioane de telespectatori din lumea întreagă urmăresc cu emoţie acest eveniment fascinant. Mersul omului pe Lună este uşor, iar paşii săi lasă amprente vizibile pe solul uşor prăfuit. O confirmă şi Aldrin, al doilea astronaut care explorează mediul lunar (fig. 88). Înainte de a ieşi, el îi transmite lui Armstrong un aparat fotografic cu cordon de prindere. Se obţin astfel fotografii care surprind momente caracteristice ale activităţii extravehiculare a lunauţilor.

Îmbrăcaţi în costume speciale, exploratorii poartă pe spate o raniţă (fig.89) care le asigură oxigenul necesar respiraţiei, absoarbe bioxidul de carbon, controlează umiditatea microatmosferei interioare şi realizează o bună reglare termică a acesteia.

Este inspectat modulul, se fac observaţii asupra solului şi naturii lunare. Se observă că jetul de gaze nu a format vreun crater sub vehicul, deci scoarţa este suficient de compactă şi de rezistentă. Armstrong instalează o cameră T.V. prin care se primesc imagini panoramice ale suprafeţei lunare. El degajă apoi o placă, fixată pe unul din picioarele

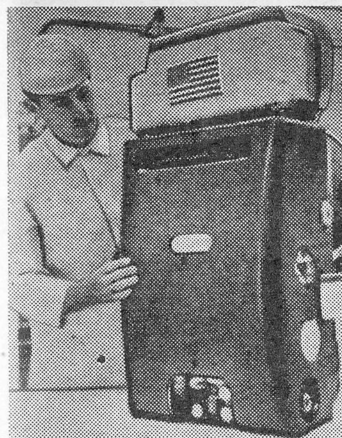


Fig. 89 Raniţa cu instalaţiile de asigurare biologică a lunauţilor; deasupra, corpul cu sistemul de rezervă pentru supravieţuire timp de 30 minute în situaţie de avarie a corpului principal.



Fig. 90 Moment din timpul activităţilor extravehiculare pe Lună ale primilor lunauţi: Aldrin transportă spre locul de amplasare reflectorul laser (în mîna dreaptă) şi seismograful pasiv (în mîna stîngă)

modulului, cu următoarea inscripţie: „Aici, oameni de pe planeta Terra au păşit pentru prima oară pe solul lunar. Am venit ca mesageri ai păcii, în numele umanităţii întregi".

Aldrin fixează în sol un suport cu o foaie de aluminiu care se expune astfel particulelor vîntului solar. La plecare, foaia se rulează şi se aduce înapoi pe Pămînt, într-un conteiner ermetic. Este un mijloc unic de cercetare a gazelor rare conţinute în plasma solară, precum şi a tritiumului produs prin efectele radiaţiei cosmice primare.

Lunauţii plantează lîngă modul drapelul american. Preşedintele S.U.A. le adresează apoi — telefonic — felicitări. A fost cea mai importantă convorbire telefonică purtată vreodată de locuitori ai planetei noastre. Totul s-a televizat.

Aldrin fotografiază modulul sub diferite unghiuri, în timp ce Armstrong culege eşantioane de rocă lunară. Se scot apoi două instrumente, un seismometru şi o oglindă-reflector laser, pe care Aldrin le amplasează respectiv la 20 şi 25 m distanţă de modul (fig.90). Aceluiaşi lunaut îi

revine și sarcina să ia mostre de sol din straturi situate pînă la 30 cm adîncime, dar cu cele două perforatoare pe care le are la îndemînă nu reușește să ajungă decît la 12 cm.

Primul reintră în cabină Aldrin. Armstrong îl urmează curînd. Acesta din urmă a rămas pe suprafața Lunii, în afara navei, 2 ore 13 minute 12 secunde.

Lunauții închid trapa și presurizează cabina. Apoi își scot încălțămintea grea purtată pe solul lunar și echipamentul de asigurare vitală. Iau masa, după care își conectează cordoanele de alimentare cu oxigen la rețeaua cabinei și deschid trapa pentru a arunca obiectele devenite încărcătură nefolositoare. Interesant că seismometrul instalat la 20 m de modul a înregistrat căderea pe sol a fiecăruia dintre obiectele astfel largate.

A urmat închiderea definitivă a trapei și presurizarea cabinei. În continuarea programului, odihnă.

La 21 iulie orele 17.10 încep operațiile pregătitoare a startului de pe suprafața Lunii. Cu ajutorul informațiilor date de lunauți, centrul Houston reușește să localizeze vehiculul LEM și să programeze lansarea. Astfel, cei doi lunauți folosind radarul de bord și un cronometru au determinat poziția navei „Apollo" cînd aceasta a apărut la orizont.

Pentru start, motorul etajului ascensional al modulului LEM a funcționat 439,9 s, vehiculul dobîndi astfel o viteză de 1 545,4 m/s. Opt minute mai tîrziu începea zborul circumlunar al aparatului. O modificare a vitezei cu 15,7 m/s, apoi o manevră de egalizare a altitudinii și cele două nave s-au apropiat îndeajuns pentru a trece la faza joncțiunii orbitale.

După 128 ore de la începutul misiunii, „Vulturul" și „Columbia" erau din nou reconstituite într-o singură structură. Lunauții trec în cabină, iar etajul ascensional al lui LEM este abandonat în spațiu.

Reîntoarcerea spre Pămînt și restul operațiilor s-au executat de asemenea conform programului. Capsula „Apollo" cu eroii primei aselenizări la bord a atins suprafața apei (debarcarea s-a făcut în Oceanul Pacific) după 195 ore 19 minute și 6 secunde de la lansare, la 24 iulie 1969.

De reținut că operația „Omul în Lună" a costat 24 miliarde de dolari. Au costat destul de mult proiectarea și construcția, în 27 exemplare, a rachetei „Saturn": 8,7 miliarde dolari; în această sumă sînt incluse și cheltuielile de pro-

ducție pentru tipurile de rachetă folosite la preliminarele „Apollo" („Saturn"-1 și 1B). De asemenea s-a cheltuit foarte mult — 7,9 miliarde dolari — pentru seria de nave „Apollo", de experiență și operaționale. Apoi mulți dolari au costat construcțiile și echipamentele de sol (de pildă, cosmodromul de la Cape Kennedy a costat 875 milioane dolari, iar anual acolo se plătesc salarii totalizînd 500 milioane dolari, pentru cei mai bine de 32 000 angajați ai complexului).

Foarte costisitor este și potențialul uman angajat în această întreprindere astronautică fără precedent; s-a comunicat, cu titlu informativ, că numai pentru programul „Apollo" N.A.S.A. plătea în anul 1957 aproximativ 300 000 de salariați.

Acesta este tabloul general al cheltuielilor pentru programul „Apollo". E interesant de văzut cum pot fi justificate cheltuielile respective, care este în fond profitul de pe urma lor și ce îndreptățește cererea de creștere în continuare a alocațiilor pentru spațiu, acum după ce scopul principal al programului „Apollo" a fost atins, după ce oamenii au pășit pe suprafața Lunii, după ce au fost obținute și au fost supuse analizelor de laborator diferite mostre de rocă lunară.

Prezintă mai întîi interes un sumar al achizițiilor de pe urma misiunii „Apollo"-11:

În ceea ce privește peisajul lunar, s-a confirmat că acesta este arid, dezolant — un deșert presărat cu cratere de diferite forme și mărimi, prăfuit și bolovănit, crăpat pe alocuri în șanțuri cu pereții abrupți.

S-a mai confirmat că scoarța lunară este compactă și consistentă, că rezistă destul de bine la greutatea unui vehicul de talia „Vulturului" (circa 6 800 kilograme terestre, respectiv 1 100 kg pe Lună). Cum era deci de așteptat, crusta solidă superficială a Lunii n-a cedat sub pașii omului, iar pătura moale de praf care o acoperă i-a conservat foarte bine amprentele.

În rest, efectele cunoscute: contrast brutal de la lumină la întuneric, reflexe optice stînjenitoare pentru evaluarea distanțelor, orizontul foarte apropiat, cerul smolit și ambianța specifică (liniște și încremenire, vid).

Astronauții au instalat pe Lună un colector de particule ale radiației solare (care sosesc acolo neatenuate, în lipsa

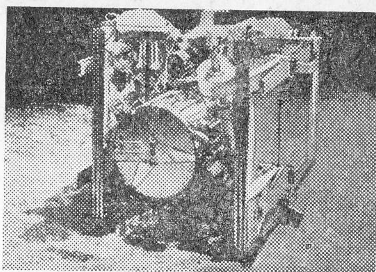


Fig. 91 Seismograful instalat pe Lună de primii lunauţi

atmosferei), o instalaţie seismografică (fig. 91) şi un panou reflector laser. (fig. 92) Colectorul de particule a fost readus pe Pămînt şi dat spre examinare experienţelor Universităţii din Berna. Celelalte două obiecte au rămas pe Lună. Seismografele s-au defectat curînd după instalare; ele au fost telecomandate de pe Pămînt şi au semnalat, cît timp au fost alimentate, mişcările tectonice ale scoarţei — în profitul vulcanologiei selenare şi în general al selenologiei. Cît despre panoul cu reflectoare laser, acesta după ce a rămas ascuns un timp căutărilor staţiilor terestre, a înapoiat, în sfîrşit, unele raze de lumină coerentă căzute pe prismele sale, permiţînd determinarea distanţei momentane Pămînt-Lună, cu o aproximaţie de 40 metri; în momentul palpării Lunii cu raze de lumină respectiva distanţă măsurată a fost de 363 153,44 km. Ulterior, determinările au fost şi mai exacte, în limitele unei erori maxime de 15 metri; probabil oglinda aceasta va rămîne bună pentru experienţe similare cel puţin 7 ani.

Pulsul tectonic al Selenei şi evoluţia sa spaţială — iată aşadar două aspecte importante pe cale de cunoaştere mai deplină mulţumită expediţiei „Apollo"-11.

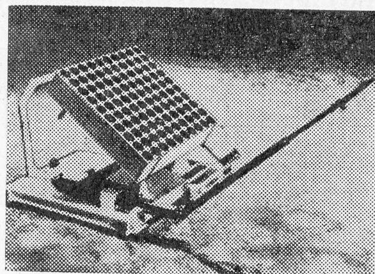


Fig. 92 Reflectorul laser amplasat pe suprafaţa Lunii în cadrul misiunii „Apollo"-11

Cu multă curiozitate au fost aşteptate buletinele de analiză ale bulgărilor de „pămînt" aduşi din Lună. Dar surprize mari nu au fost. Cum se ştie, în roca lunară se găseşte destul de mult oxigen (58 la sută), iar împreună cu acest element se mai află, în aceeaşi structură: siliciu (circa 18%), aluminiu (7%) şi alte elemente. Rocile cercetate sînt asemănătoare, compoziţional, cu bazaltul. Interesantă o semnalare: în regiunea explorată au fost descoperite mari concentrări de titan, care par să acopere în Marea Liniştei o suprafaţă enormă, de aproximativ 50 km pătraţi.

S-a făcut totuşi şi o descoperire surprinzătoare: în praful lunar s-au găsit numeroase mărgele, variat colorate, constituite din silicaţi, plus nichel, plus fier. Să fi provenit ele din condensarea unor gaze degajate la izbirea meteoriţilor de solul lunar? Aşa susţin unii specialişti.

„Apollo"-11 a mai confirmat o părere, şi anume că nici o formă de viaţă nu s-a dezvoltat în mediul lunar. La această concluzie s-a ajuns în urma a numeroase analize şi teste biologice, inclusiv o cercetare medicală minuţioasă a astronauţilor pe timpul ţinerii lor în carantină.

Acestea fiind rezultatele incursiunii lunare inaugurale, se pot face unele consideraţii privind justificarea cheltuielilor făcute. De notat că şi la următoarele 9 lansări din cadrul programului „Apollo" se folosesc în majoritate materiale şi asigurări plătite din contul menţionat, astfel că fiecare nouă lansare presupune un preţ mult mai mic, şi anume de ordinul a numai...300-400 milioane dolari. Esenţialul rămîne însă că omul a izbutit să abordeze o lume nepămînteană, extinzîndu-şi prin aceasta la proporţii cosmice sfere de acţiune conştientă şi de influenţă.

Importanţa cuceririi Lunii pentru progresul ştiinţei este foarte mare. De exemplu, astronomia va păşi într-o nouă etapă de dezvoltare, superioară, o dată cu înfiinţarea primului post permanent de observare în Lună. În condiţiile ideale de acolo, în lipsa atmosferei stînjenitoare (opacă pentru anumite radiaţii, veşnic tremurătoare şi continuu schimbătoare) se vor obţine condiţii excepţionale pentru observarea cerului, mai ales dacă se vor folosi instrumente mari, lesne de instalat pe Lună, unde greutatea corpurilor este de 6 ori mai mică decît pe Pămînt. De asemenea prezintă însemnătate deosebită posibilitatea inspectării atente a vastului muzeu lunar, unde sub un vid absolut sînt conservate fără îndoială preţioase vestigii „locale" şi extralunare. În fine, beneficii mari sînt de aşteptat de pe urma forajului în solul lunar, care va indica atîtea detalii utile la cunoaşterea genezei Lunii şi prin aceasta, poate, la explicarea evoluţiei sistemului

nostru solar, constituind în același timp o modalitate de punere în evidență a bogățiilor subsolului lunar.

Iată doar cîteva foloase ale explorării Lunii pentru cunoaștere, pentru știință. Vid, gravitație redusă, radiații solare și cosmice nefiltrate de atmosferă. Toate acestea vor constitui o ambianță nouă de laborator natural propice unor cercetări îndrăznețe deopotrivă pentru fizică, chimie și pentru o serie de alte științe care condiționează progresul tehnic-industrial al societății noastre. Fizica nucleară, electronica, metalurgia vor beneficia mult de pe urma acestor „daruri" ale naturii, practic nelimitate ca proporții și absolut gratuite. De asemenea, medicina și biologia.

„Apollo"-12. Al doilea zbor spre Lună al unei nave pilotate destinate să aselenizeze a început la 14 noiembrie 1969. Data a fost stabilită astfel, ca descinderea pe suprafața astrului să se facă într-o anumită regiune lunară, neaccidentată — în Marea Furtunilor — îndată după răsăritul Soarelui acolo, cînd solicitările termice sînt suportabile, iar umbrele lungi ale obiectelor și denivelărilor solului îi previn pe lunauți să pășească cu prudență.

Echipajul ales pentru noua misiune a fost alcătuit din doi „veterani" ai cosmosului: Charles Conrad și Richard Gordon, care au mai zburat împreună, în septembrie 1966, la bordul navei „Gemini"-11, și un candidat la zborurile spațiale, Alan Bean. Acesta din urmă împreună cu Conrad au coborît pe Lună după același program și servindu-se de aceeași tehnică ca și în iulie 1969 la premiera „Omul în Lună".

Cît despre programul de îndeplinit, acesta a prezentat momente deosebit de interesante, întrucît a fost vizitat un alt ținut, cu peisaj diferit. Locul aselenizării este situat la 1 430 km depărtare de punctul unde a descins lin, cu patru luni în urmă, „Vulturul".

Faptul că s-a explorat o altă zonă a oferit posibilitatea unor comparații, completări și generalizări asupra lumii lunare, încă prea puțin cunoscute. A fost util, de asemenea, să se culeagă mostre diferite de rocă și praf lunar și din

această regiune (fig.93), pentru a se compara ca aspect, proprietăți fizice și compoziție cu trofeele aduse la prima expediție. Aceasta, pentru că este greu de admis că întreaga crustă superficială a Lunii are aceeași structură, același aspect, aceeași compoziție. De aceea, deși s-au făcut analize de mare finețe ale pietrelor, prafului și bucăților de rocă dislocate din scoarța lunară, iar astronauții, familiarizați cu cercetările geologice au inspectat îndeaproape solul din care au recoltat mostrele respective, totuși nu se poate afirma că de acum se cunoaște multitudinea formelor de compunere a elementelor în materia din Lună.

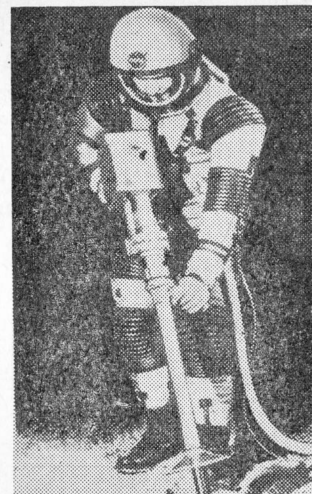


Fig. 93 Aparat de carotaj utilizat pe Lună pentru dislocarea de mostre de rocă din adîncime

Era deci firesc ca mai înainte de a se delibera asupra lumii selenare să se extindă explorarea în cît mai multe regiuni cu peisaj caracteristic — ceea ce se și urmărește prin cele 9 aselenizări ale navelor pilotate preconizate în cadrul programului „Apollo" pentru perioada 1969—1974.

Conrad și Bean au îndeplinit un program întrucîtva mai complicat decît primii lunauți, ținîndu-se seama de experiența de care au beneficiat și de cerința, normală, de progres în investigarea continentului ceresc cucerit.

De unde primii exploratori ai Lunii au poposit acolo doar 21 ore și jumătate, mica așezare omenească constituită de „Intrepid" a dăinuit 32 ore, timp în care lunauții au ieșit de două ori succesiv în excursie pentru efectuarea de lucrări în ambianța selenară, totalizînd fiecare aproximativ 7 ore petrecute în afara vehiculului — față de o singură ieșire de 2 ore 21 minute, în iulie. Lucrările efectuate au fost de mai mare complexitate. Astfel, la prima ieșire exploratorii au despachetat, au transportat și au instalat

în poziție de lucru la o depărtare de modul de circa 100 m un complex de aparate științifice și de măsură constituind așa-numitul ALSEP (Apollo Lunar Surface Experiment Package), un microlaborator automat dotat cu sursă nucleară de alimentare cu energie electrică (un generator cu radioizotopi, SNAP-27, funcționînd cu plutoniu — asigură o putere electrică de 56W) și cu o mică stație radio de emisie și telecomandă. Instrumentele aici incluse sînt: un seismograf pasiv (11,6 kg), un magnetometru dublat de un detector de particule (5,9 kg), un dispozitiv pentru măsurarea fluxului caloric la suprafața Lunii (6,8 kg), un manometru special (4,5 kg). La a doua lor ieșire în explorare pe suprafața Lunii, astronauții au făcut o verificare minuțioasă a acestor aparate, lăsîndu-le în stare de funcționare. Timpul prevăzut de exploatare, prin telecomandă, a laboratorului a fost de un an.

Tot în cursul celei de-a doua ieșiri din vehiculul de debarcare, lunauții au abordat stația „Surveyor"-3, lansată în aprilie 1967, executînd pentru aceasta un marș de cîteva sute de metri și cățărîndu-se, ca alpiniștii — susținuți reciproc în coardă — pe panta unui crater destul de adînc. Răzbind întunericul umbrelor stației și ale fundului craterului, Conrad și Bean au izbutit să se apropie de obiectul care-i interesau, i-au demontat camera T.V. și au tăiat mostre de conducte și cordoane pentru analize amănunțite ulterioare. Au vîrît totul într-un sac și s-au reîntors în cabină. Acestea sînt trofee de mare importanță pentru investigații asupra modificărilor de aspect și structură suferite de obiectele optice și mecanice supuse timp îndelungat agenților specifici mediului lunar. Se urmărește să se cerceteze, de exemplu, ce schimbări de structură se observă la mostra de cordon din material organic adusă de astronauți, avînd în vedere că acest cordon a suferit 33 de cicluri zi-noapte, fiind solicitat termic excesiv: o încălzire ziua pînă la 120° C, urmată de o răcire noaptea pînă la minus 150°C.


Fig. 94 Moment de antrenament în scoaterea barei de plutoniu (pentru generatorul SNAP-27) din lăcașul exterior al modulului lunar LEM

Prezintă interes, de asemenea, și studiul celor 34 kg eșantioane de pietre, bucăți de rocă și praf lunar recoltate de astronauți din locuri diferite, unele de la adîncimi diferite (s-a făcut carotaj pînă la 70 cm) pe timpul marșului lor de 1 800 metri pe suprafața Lunii. (În iulie exploratorii au instalat seismograful și oglinda laser la circa 30 metri de modul și s-au îndepărtat pînă la aproximativ 60 metri de acesta).

În fine, prezintă noutate și faptul că etajul ascensional al modulului de debarcare, după ce i-a readus pe lunauți pe orbita navei-mamă și s-a cuplat cu aceasta, nu a mai fost abandonat în spațiu, ci i s-au transmis comenzi pentru desatelizare și prăbușire pe Lună. El a lovit scoarța lunară ca un proiectil (cu masa de 2 000 kg) avînd o viteză la impact la 1 600 metri pe secundă. Ca urmare, s-au produs oscilații ale scoarței analoge acelora care ar fi provocate de explozia a 800 kg trotil. Se preconizase ca punctul de cădere să fie situat la circa 8 km de la locul aselenizării, dar nu s-a obținut acest lucru: bolidul a căzut la 74 km depărtare de laboratorul ALSEP, momentul lovirii fiind înregistrat de seismograf, care a transmis date prețioase pentru cunoașterea modului care se propagă trenurile de unde în scoarța selenară. De altfel, instrumentul menționat, avînd o mare sensibilitate, a înregistrat la un moment dat și pașii lunauților, îndeosebi cînd Conrad, tocmai pentru a verifica aceasta, a început să alerge în apropierea modulului.

Misiunea de explorare a decurs riguros după program, cu excepția cîtorva incidente, ca de pildă căderea lui Conrad (potrivit spuselor sale, la un moment dat s-a împiedicat, și-a pierdut echilibrul și a căzut, trebuind să fie ajutat de Bean să se ridice; s-a constatat însă că în condițiile gravi-

tației reduse lunare restabilirea echilibrului este destul de ușoară, iar căderea nu-i deloc periculoasă, întrucît atingerea solului se face extrem de lent). A mai fost semnalat, cum se știe, un incident pe timpul zborului retur, cînd praful lunar a inundat cabina, impunînd măsuri pentru protecția echipajului.

„Apollo"-13. O misiune care n-a putut fi îndeplinită din cauza unui grav incident tehnic produs în timpul zborului navei spre Lună. Operația a început la 11 aprilie 1970. Echipaj: James Lovell, un veteran care mai zburase de trei ori în spațiu, Fred Haise și John Swiger. După un start destul de bun și înscrierea navei pe traiectoria lunară, totul decurgînd normal, la începutul celei de-a treia zi de zbor s-a hotărît să se efectueze o manevră de părăsire a orbitei naturale (pe care se putea realiza revenirea naturală pe Pămînt a navei în situație de avarie). Motivul acestei manevre era următorul: să se plaseze nava pe o orbită circumlunară cît mai apropiată de suprafața Lunii, pentru ca modulul lunar să aibă de parcurs un drum economic după desprindere.

Spre surprinderea generală, îndată după efectuarea manevrei amintite, s-a produs o explozie în modulul de serviciu și acesta a devenit indisponibil pentru asigurarea tehnică și biologică a zborului pe mai departe. S-a luat decizia readucerii grabnice a navei pe Pămînt, ceea ce s-a și reușit, prin utilizarea neașteptat de eficientă a modulului lunar ca propulsor principal. După o adevărată Odisee de 86 ore 13 minute, cu concursul direct al stațiilor de sol, nava a amerizat în bune condiții în Pacific, la 17 aprilie. În acel moment, Lovell înregistra un nou record: 715 ore de zbor în spațiul cosmic.

O comisie de anchetă a primit sarcina să elucideze cauza incidentului tehnic cu premise catastrofale, mai înainte de a se relua lansările de nave „Apollo".

În raportul final, comisia a arătat că accidentul s-a produs în urma deteriorării, pe timpul unor probe preliminare lansării, a două întrerupătoare-termostat ale rezervoarelor de oxigen, fapt ce a provocat explozia acestor rezervoare.

STAȚII AUTOMATE INTERPLANETARE

Mai multe serii de obiecte cosmice s-au impus atenției în primul deceniu de explorări spațiale. Astfel, sînt cunoscute în acest cadru stațiile automate interplanetare „Zond", „Marte", „Venus" și „Mariner", lansate în număr apreciabil într-un interval scurt de timp (pînă la finele anului 1969: 7 „Zond", 6 „Venus", 7 „Mariner").

Stațiile „Venus". Programul de stații interplanetare sovietice cu acest nume, inaugurat în februarie 1961, a marcat momente de succes cu exemplarele nr. 2—6. Astfel, stațiile „Venus"-2 și „Venus"-3, lansate la 12 și, respectiv, 16 noiembrie 1965, au ajuns în vecinătatea planetei Venus la sfîrșitul lunii februarie 1966; „Venus"-2 a trecut la numai 24 000 km de planetă, fără să i se fi corectat zborul după scoaterea pe traiectorie, iar „Venus"-3 la 1 martie a pătruns în atmosfera venusiană, avînd o deviere de numai 450 km de la punctul stabilit.

O remarcabilă reușită a constituit-o zborul stației „Venus"-4, care la 1 octombrie 1967, intrînd în atmosfera planetei Venus, a largat un container cu aparataj științific destinat sondajului mediului străbătut în coborîre frînată. Unele detalii de construcție sînt date mai departe, ele indicînd un concept al specialiștilor sovietici privind organizarea obiectelor cosmice cu misiune interplanetară.

Stația (fig.95), în greutate totală de 1 150 kg, este alcătuită din două corpuri: un așa-numit corp orbital și un container de debarcare. Corpul orbital este un container cilindric ermetizat, în care sînt amplasate: instalații radiotehnice și electronice, elemente ale sistemului de astroorientare și aparataj științific. Tot aici se mai găsesc: un bloc al sistemului automat de termoreglare, surse chimice de curent

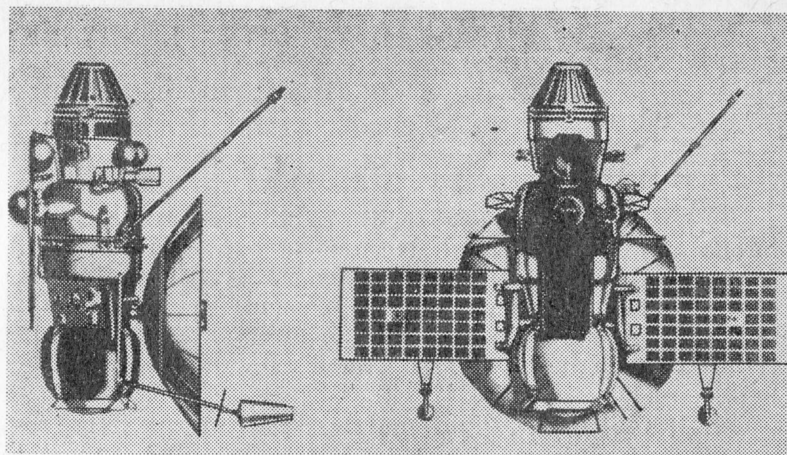


Fig. 95 Staţia automată interplanetară „Venus"-4

reîncărcabile de la bateriile solare şi elemente ale sistemului de comandă. În exterior sînt fixate: corpul de debarcare, motoarele de corecţie, traductori optici şi organele de execuţie ale sistemului de astroorientare, panourile pliabile cu fotoelemente, antene şi diverşi captori şi sesizori ai aparatajului ştiinţific şi de măsură. Motorul de manevră funcţionează cu combustibili lichizi şi este astfel realizat şi asigurat ca să îngăduie acţionarea repetată (două corecţii).

Corpul de debarcare este o sferă cu diametrul de 1 m în greutate de 383 kg, construit dintr-un material rezistent la suprasolicitări termice şi mecanice. Pe lîngă instrumentaţia de bord, containerul este prevăzut cu două paraşute, confecţionate din fibre termorezistente şi cu dispozitivele necesare pentru acţionarea lor; toate instrumentele şi aparatele ştiinţifice au fost dublate pentru o mai bună siguranţă a utilizării sondei. În compartimentul instrumentelor s-au mai amplasat: o staţie de radioemisie, un sistem radiotelemetric, o baterie de acumulatori, un dispozitiv de comandă pe bază de program, blocuri de automatică, un sistem de

termoreglare, un radioaltimetru. Este evidentă complexitatea construcţiei.

În ceea ce priveşte coborîrea prin atmosferă a containerului, acesta a fost lăsat să cadă liber pînă ce, datorită frecării cu mediul gazos respectiv, viteza i s-a redus de la 10,7 km/s — aceasta este valoarea celei de-a doua viteze cosmice pentru Venus, deci şi valoarea vitezei cu care un corp intră în atmosfera planetei — pînă la circa 300 m/s. Numai atunci se comandă deschiderea paraşutelor, mai întîi a paraşutei de frînare, iar apoi a paraşutei principale; comanda se stabileşte de dispozitivul de calcul, pe baza informaţiilor (semnalelor) furnizate de detectorii de presiune.

În corpul orbital au fost introduse instrumente ştiinţifice pentru un program de cercetări destul de amplu, şi anume: un magnetometru cu trei componente, un contor de particule cosmice, un indicator de radiaţii ultraviolete solare, de distribuţie a hidrogenului şi oxigenului în atmosfera venusiană, capcane de particule încărcate pentru studierea plasmei din jurul planetei. Cu ajutorul lor s-au obţinut date despre mediul vizitat pînă în momentul separării containerului.

Deosebit de interesantă este tehnica utilizată pentru analiza gazului atmosferic. În acest scop au fost folosite nişte cartuşe în care s-au introdus probe de „aer" venusian luate la două înălţimi diferite; îndată după deschiderea paraşutei, la înălţimea de 26 km, s-au luat probe în 5 cartuşe, iar la circa 23 km în alte 6. După introducerea probei, fiecare cartuş s-a închis ermetic. În fiecare cartuş se găsea cîte o substanţă activă absorbantă a unui anumit component chimic al atmosferei, creîndu-se astfel posibilitatea să se determine conţinutul în aceste componente în straturi diferite ale atmosferei. S-a aflat pe această cale că în atmosfera planetei Venus predomină bioxidul de carbon (90-95 %), conţinutul în oxigen nedepăşind 0,4%, iar în vapori de apă şi hidrogen fiind sub 1,6%.

Traductorii de temperatură puteau sesiza variația temperaturii „aerului" într-o gamă de la 0 la + 400°C; s-a determinat gradientul de temperatură de 4 grade pe km, temperatura la suprafața planetei fiind de circa 280°C.

A fost determinat și caracterul variației presiunii cu altitudinea prin traductori de presiune și prin mijlocirea instrumentelor care au făcut măsurători de densitate și temperatură. S-a dedus că presiunea atmosferică la nivelul solului venusian ar putea fi de 15-22 de atmosfere.

Pot prezenta importanță și cîteva considerații privind zborul spre planeta Venus: spre Venus, ca și spre celelalte planete, nu-i posibilă plecarea în orice zi. Planeta Venus se rotește în jurul Soarelui pe o orbită aproape circulară, la distanța mijlocie de 108 000 000 km. Anul său (timpul în care dă un ocol complet astrului) este de 225 de zile, deci planeta se rotește mai iute decît Pămîntul în mișcarea sa siderală. Aceasta face ca la anumite intervale de timp cele două planete să se alinieze cu Soarele, pentru ca nu după multă vreme Venus s-o ia din nou înaintea planetei noastre. Momentul acesta al alinierii planetei Venus cu Pămîntul și Soarele de aceeași parte a astrului este ceea ce se numește conjuncție inferioară. În acest caz, distanța dintre planete are valoarea cea mai mică, ajungînd pînă la 40 000 000 km. Este o împrejurare favorabilă pentru explorarea planetei, care însă nu se întîlnește decît o dată la 584 de zile. Așa se explică perioadele mari de timp dintre lansările de aparate spațiale spre Venus și spre Marte (în cazul planetei Marte, momentele astronomice favorabile — opozițiile — se succedă la un interval de timp și mai mare, și anume de 780 de zile).

Calculele arată că viteza minimă necesară scoaterii unui obiect cosmic pe traiectorie interplanetară spre Venus, cu atingerea de către acesta a orbitei planetei, este de 11 450 m/s. Traiectoria respectivă va fi o semielipsă tangentă la orbitele celor două planete: la orbita terestră la plecare și la orbita venusiană la sosire. Durata zborului pe acest itinerar ar fi de 146 de zile. Firește, dacă se va porni în călătorie cu o viteză mai mare, timpul de zbor se va scurta și invers.

Faptul că cele două lansări din 1967 au avut loc în iunie se explică prin aceea că graficul zborului economic pînă la Venus impune ca plecarea în misiune să se facă cu 88 de zile înainte de conjuncție. În acest caz, vehiculul va sosi la destinație în ziua a 146-a, adică în a 58-a zi de după conjuncție.

În primele luni ale anului 1969 au existat condiții favorabile pentru trimiterea în explorare spre planetele învecinate a unor obiecte cosmice. Prima fereastră s-a deschis spre Venus. Data cea mai economică de pornire în misiune era 13 ianuarie. Specialiștii sovietici și-au propus să profite de împrejurare, avansînd chiar cu cîteva zile declanșarea operației, foarte probabil avînd în vedere perspectiva zborurilor „Soiuz", care erau planificate pentru 14-18 ianuarie (interval în care, de altfel, s-au și desfășurat). S-a hotărît deci ca acțiunea să înceapă mai devreme, și anume la 5 ianuarie, cînd pornea în zbor spre Venus stația automată interplanetară „Venus"-5. După cinci zile era lansată pe același itinerar o a doua stație, din aceeași familie, „Venus"-6.

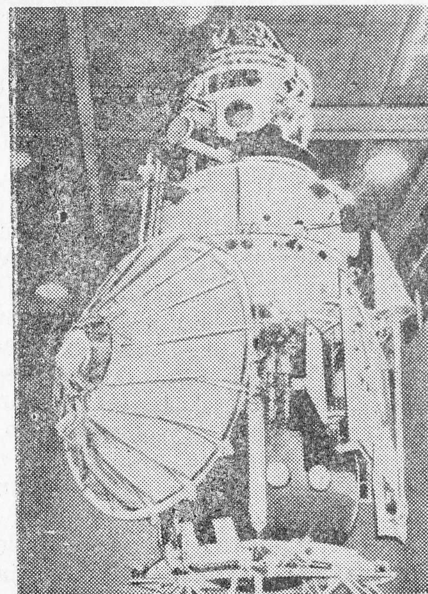


Fig. 96 Stație automată interplanetară „Venus"-1969

Stațiile „Venus" (fig. 96) sînt obiecte cosmice grele (1 130 kg fiecare), constituite dintr-un compartiment orbital (un corp cilindric în care sînt amplasate sistemele de control al zborului de orientare și de comunicații cu Terra și care poartă pe înveliș o antenă

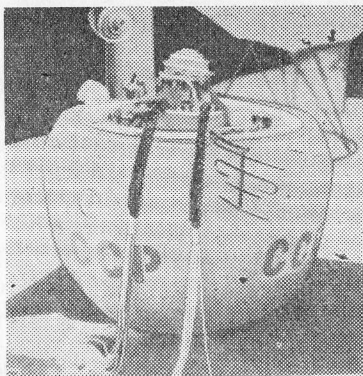


Fig. 97 Containerul sferic al stației automate interplanetare „Venus"

parabolică și două panouri mari cu celule solare) și sonda de explorare (fig.97), un corp sferic detașabil, în greutate de 400 kg, care conține instrumente științifice și de măsură, aparatură radio de telemetrare a datelor, o sursă chimică de curent, un dispozitiv de comandă-program și un sistem special de parașutare. S-a prevăzut ca la capătul traiectoriei interplanetare, pătrunzînd una după alta în atmosfera extrem de densă venusiană, cele două sonde sferice, desprinse de stație, să descindă frînat, cu ajutorul parașutelor, pe suprafața planetei. S-au calculat astfel traiectoriile stațiilor, ca debarcarea sondelor largate de ele să se facă într-o regiune cufundată în întunericul nopții, pentru care în momentul considerat Pămîntul fiind la zenit, undele radio emise de sondă pe tot parcursul său prin atmosfera planetei Venus să străbată direct, pe drumul cel mai scurt, anvelopa gazoasă, grea a planetei.

Cum s-a arătat, o experiență oarecum similară a fost efectuată în octombrie 1968, cu „Venus"-4, cînd s-a constatat cu surprindere că valorile reale ale presiunii și temperaturii atmosferei venusiene întrec cu mult valorile avute în vedere la proiectarea obiectului cosmic. Astfel, presiunea aerului acolo nu este de numai... 25 atmosfere, cum se știa, ci de circa 75-70 atmosfere, iar temperatura poate fi de ordinul a 500 grade Celsius! S-a dedus că în cele 96 minute cît au funcționat sursele de alimentare cu curent electric (baterii chimice), în etapa coborîrii parașutate a sondei, aceasta s-a apropiat pînă la cel mult 18 km de suprafața planetei; din acel moment emisia semnalelor radio a încetat, încît n-a mai putut fi urmărită în continuare evoluția programului de cercetare. Cu sistemul de parașutare respectiv durata traversării atmosferei Venerei ar fi durat 10 ore. În noua

schemă sondele au avut toate componentele reproiectate, de acord cu informațiile actualizate despre mediul venusian real.

După un zbor de 130 și respectiv de 126 zile, stațiile au pătruns în sfera de acțiune gravitațională a Venerei, prima la 16 mai, iar cealaltă la 17 mai, executîndu-și misiunea conform programului. Astfel, cînd stația s-a apropiat la 50 mii km de planetă, i s-a transmis o comandă de pe Pămînt pentru realizarea ultimei (a 73-a, respectiv a 63-a) ședințe de radiolegături. S-au înregistrat datele privind starea sistemelor aparatului și caracteristicile mediului; s-a verificat modul cum au fost executate comenzile de orientare, stabilizare și pregătire pentru faza finală a zborului. Iar pînă să pătrundă în partea cea mai exterioară a anvelopei gazoase a planetei, stația a largat sonda pe care o purta într-una din extremitățile sale; aceasta s-a petrecut după aproximativ două ore de la momentul mai înainte menționat. Sonda a traversat ca un bolid păturile atmosferice exterioare, avînd la început o viteză de 11,17 km/s. Prin acționarea primului sistem de frînare aerodinamică (de tipul discurilor-frînă) și prin adoptarea unei traiectorii optimizate, aparatul și-a redus treptat viteza, astfel că suprasolicitările termice și dinamice enorme au rămas totuși în limitele admisibile de rezistență, stabilite la proiectarea sondei. Numai după aceea, cînd viteza de cădere fusese redusă la 210 metri pe secundă s-a dat comanda de acționare a sistemului de parașute; acum a intrat în rol și radioaltimetrul de bord. Timp de 53 minute, în cazul sondei „Venus"-5, și de 51 minute pentru „Venus"-6, s-a efectuat descinderea lină a acestora prin atmosfera venusiană. De reținut că sursele chimice de alimentare au o durată scurtă de funcționare (96 minute în cazul sondei anterioare, „Venus"-4, care a evoluat pe un itinerar similar la 18 octombrie 1967). Datorită acestui fapt, conectarea aparaturii științifice și de măsură s-a făcut doar după deschiderea parașutelor. S-au obținut date prețioase pentru caracterizarea unui model real al atmosferei explorate, date privind temperatura, presiunea și compoziția chimică a mediului investigat.

Venus pune inteligenței umane probleme extrem de interesante. Va trebui explicat ce anume a determinat ca o planetă atît de asemănătoare cu Pămîntul ca dimensiuni,

densitate şi cîmp gravitaţional, dar ceva mai apropiată de Soare, să aibă totuşi o soartă aşa de diferită, cu o atmosferă densă şi grea, de bioxid de carbon, cu presiuni la nivelul solului de ordinul a 80 atmosfere şi cu temperaturi ce pot atinge 500 grade Celsius.

Urmărind să contribuie la reconstituirea evoluţiei sistemului solar, specialiştii sovietici şi-au îndreptat preferenţial atenţia către Venus. Ei şi-au propus să afle în perioada de Soare agitat, din anul 1969, pînă la ce grad creşte densitatea atmosferei venusiene cînd se intensifică activităţile solare, ştiut fiind că pe Pămînt în astfel de condiţii densitatea atmosferei înalte se modifică pînă la de 100 ori. Mai ales că Venus, aflîndu-se la 108 000 000 km de Soare, primeşte din partea astrului un flux de particule de două ori mai intens decît planeta noastră. Apoi, pe baza cunoştinţelor de pînă acum, Venus nu e anturată de o magnetosferă; ea nu are cîmp magnetic sensibil şi deci nici centuri de radiaţii, fapt explicat pe de o parte prin încetineala rotaţiei sale diurne, iar pe de altă parte prin aceea că în zona sa centrală nu a fost încă atinsă presiunea critică de plasmifiere (de reţinut că Pămîntul, avînd o asemenea buclă magnetică în jur, împrăştie cu ea vînturile solare).

Încheind, facem cîteva precizări asupra momentului ales pentru experienţele sovietice. La 8 aprilie Venus s-a aflat în conjuncţie cu planeta noastră, găsindu-se atunci de aceeaşi parte cu Pămîntul faţă de Soare şi la o depărtare de noi de numai 42 200 000 km. Fereastra astronomică, despre care se vorbeşte tot mai mult în legătură cu zborurile interplanetare, era deschisă optim (pentru zborurile cele mai economice) la 13 ianuarie. Hotărînd ca startul rachetelor purtătoare să aibă loc la 5 şi 10 ianuarie, specialiştii au avansat declanşarea operaţiei, trebuind să accepte pentru aceasta o neînsemnată compensare printr-un supliment de tracţiune la rachetele respective. La 14 mai planeta Venus a trecut prin nodul său descendent, adică s-a aliniat (pentru cîteva zile) cu Pămîntul în planul eclipticii (orbita Venerei face cu acest plan un unghi de 3 grade 27 minute). Or, s-a avut în vedere la planificarea zborului tocmai această împrejurare favorabilă — care nu pretinde torsiuni costisitoare ale traiectoriei de interceptare. Distanţa Venus-

Pămînt la 16 mai, cînd prima sondă din cuplul specificat pătrundea în atmosfera venusiană, era de 67 500 000 km.

În încheiere, cîteva consideraţii de ordin general asupra misiunilor venusiene: Venus s-a aliniat cu Pămîntul şi Soarele, de aceeaşi parte a acestuia, la 8 aprilie (situaţia respectivă este denumită „conjuncţie inferioară").Depărtarea dintre planete era atunci de numai 41 000 000 km. În zilele următoare aliniamentul s-a stricat, planeta Venus depăşind rapid linia Pămînt-Soare. De pildă, cum s-a specificat, la 16 mai, cînd şi-a încheiat zborul sonda „Venus"-5, o distanţă de 67 500 000 km despărţea cele două planete, pentru ca a doua zi depărtarea să crească cu 1 000 000 de kilometri.

De remarcat că planul orbitei Venerei nu coincide cu planul orbitei Pămîntului, ci face cu acesta un unghi de 3°27′ — deloc de neglijat în navigaţia interplanetară. Simplu exprimat, în mişcarea sa heliocentrică, pe o orbită interioară (la 108 000 000 km), Venus străpunge la un moment dat planul orbitei planetei noastre, iese apoi din acest plan, după unghiul menţionat, ajunge într-un punct situat deasupra orbitei terestre la circa 5 000 000 km (la culminaţa superioară), după care începe să coboare, înţeapă din nou planul orbitei Terrei (într-un punct denumit nod descendent), iese sub acest plan pînă într-un punct de culminaţie inferioară şi din nou „urcă" spre planul de referinţă (este vorba de fapt de planul eclipticii), trecînd acum prin nodul ascendent. La 14 mai, deci cu două, respectiv cu trei zile înainte de sosirea staţiilor la destinaţie, Venus trecea tocmai prin acest nod descendent, adică se îndrepta spre punctul de culminaţie inferioară amintit. Or, la stabilirea traseelor de urmat pentru „Venus"-5 şi „Venus"-6 s-a ţinut seama de aceasta, realizîndu-se o interceptare economică, în imediata vecinătate a unuia din noduri.

Cele două staţii au pătruns în atmosfera Venerei în puncte situate la aproximativ 300 km unul de altul. „Venus"-5 şi-a început programul de sondaj prin atmosferă şi emisia radio de 53 minute, la orele 7 şi 8 minute, iar „Venus"-6 a reeditat, într-un alt punct, aceeaşi situaţie, a doua zi, la orele 7 şi 1 minut. În aceste momente hotărîtoare pentru îndeplinirea programului de zbor, planeta Venus se afla la meridianul marelui observator din Crimeia, asigurîndu-

se astfel excelente condiții de recepție a semnalelor emise de sonde.

Cît despre sondajul propriu-zis, s-a hotărît ca el să se facă printr-o descindere aproape verticală în atmosfera Venerei, cum s-a arătat, pe fața dinspre Pămînt (deci neluminată) a planetei. Aceasta a obligat la măsuri drastice de protecție a construcției față de solicitările foarte mari mecanice (supraaccelerații de ordinul a 300 g — g fiind accelerația gravitațională pămîntească la nivelul suprafeței terestre) și termice (supraîncălzirea materialului pînă la circa 10 000°C!). S-au prevăzut două sisteme aerodinamice de frînare, unul pentru reducerea treptată a vitezei de la 11,17 km/s la numai 210 m/s, iar celălalt — un sistem de parașute — pentru coborîrea lină pînă la sol în vederea depunerii pe suprafața planetei a mesajului pămîntean: un fanion cu stema U.R.S.S. și un medalion cu chipul lui Lenin. În această a doua etapă de coborîre frînată au fost efectuate măsurătorile în atmosferă și a funcționat radioemițătorul de la bordul stației.

Stațiile „Mariner". Unele informații asupra caracteristicilor mediului interplanetar în regiunea planetei Venus au fost furnizate și de stația americană „Mariner"-2, care la 14 decembrie 1962 a trecut la distanța de 34 700 km de planetă, transmițînd informații de la depărtarea, record la acea dată, de 88 000 000 km. Aceeași misiune a avut-o și „Mariner"-5, o altă stație automată din aceeași serie. Lansată la 14 iunie 1967, stația se afla la 19 octombrie la distanța minimă de Venus de 4 000 km, prilejuind interesante experiențe de cercetare a atmosferei planetei. Printre altele a fost studiată propagarea undelor prin mediul atmosferic venusian cînd între stație și Pămînt era interpus învelișul gazos al planetei.

„Mariner"-5 (fig.98) este o construcție judicios organizată; cîntărește 256 kg și măsoară 2,9 m în înălțime și 5,5 m în anvergură cu cele patru panouri solare (17640 de celule) desfăcute. Dispune de două antene, una directivă, cealaltă omnidirecțională, de un magnetometru sensibil pînă la 300 de gama (pentru comparație: la o distanță de 4 000 km de Pămînt cîmpul magnetic terestru măsoară 10 000 de gama, deci instrumentul utilizat pe „Mariner" era ultrasensibil), precum și de un echipament

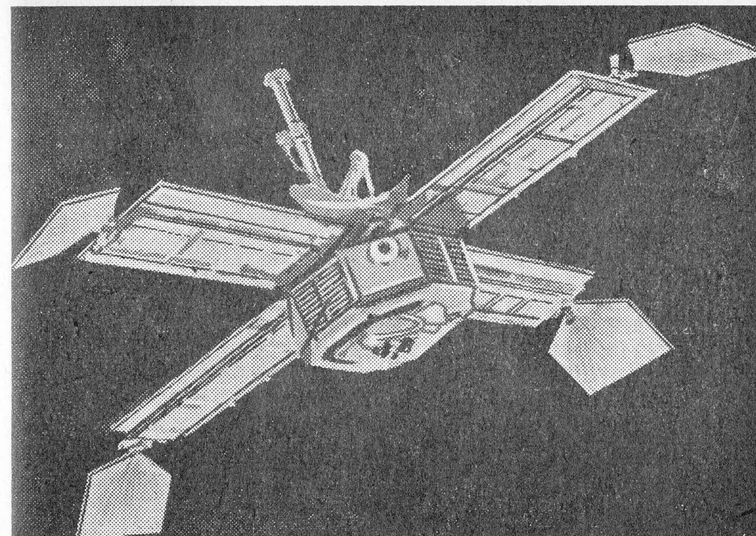


Fig. 98 Stația automată interplanetară „Mariner"-5

variat de măsură și de control (printre care două fotometre în ultraviolet).

La 28 noiembrie 1966 a fost lansată spre planeta Marte stația automată „Mariner"-4, singura sondă spațială care a reușit să exploreze Planeta Roșie pînă la sfîrșitul anului 1967. Au fost prevăzute opt grupe de cercetări științifice (șase în spațiul interplanetar și două în apropierea lui Marte), dintre care mai importante sînt: măsurătorile pentru determinarea nivelului de radiații și a fluxurilor de meteoriți, fotografierea planetei Marte și determinarea caracteristicilor atmosferei marțiene.

Pentru reglarea temperaturii în compartimentele stației a fost prevăzut un sistem de jaluzele acționate din interior printr-un spiral bimetal (termocuplu).

Motorul de manevră putea fi pornit de două ori consecutiv. El funcționa cu combustibil lichid (hidrazină și tetraoxid de azot), asigurînd o tracțiune de 23 kgf. Durata sa de funcționare era reglabilă de la 0,05 la 100 s; corespunzător, putea fi mărită viteza în orice direcție de la 0,2 pînă la 300 km/oră.

Pe una dintre fețele aparatului, și anume pe aceea care urma să fie îndreptată spre Marte la trecerea prin apropierea planetei, au fost fixate o cameră de televiziune și detectori fotosensibili (traductori stelari). Sistemul de fotografiere a planetei Marte a fost completat cu un telescop și un dispozitiv de înregistrare pe bandă magnetică a imaginilor în vederea redării lor ulterioare.

Camera de televiziune era astfel reglată, ca să poată lua 22 de imagini alb-negru. S-a prevăzut ca suprafața marțiană cuprinsă în cîmpul camerei de luat vederi să fie de 518 km², pe o imagine putîndu-se distinge în acest caz detalii ale configurației planetei nu mai mici de 2,5 km.

Aparatul spațial a dispus de o instalație specială de sincronizare și de programare a efectuării diferitelor experiențe științifice și măsurători, prevăzută pentru asigurarea succesiunii normale a transmiterii spre Pămînt a informațiilor obținute. Această instalație a avut și rolul de a codifica (cifra) datele telemetrice.

Și acum cîteva prevederi ale programului de zbor al stației „Mariner"-4.

Fotografierea planetei Marte a început în noaptea de 14 spre 15 iulie la ora zero și 13 minute (meridian Greenwich), cînd stația se găsea la o depărtare de Pămînt de aproximativ 215 000 000 km și la o distanță de Marte de numai 16 000 km.

Trecuseră mai bine de 7 luni și jumătate și stația străbătuse în spațiul interplanetar un drum lung de peste 320 000 000 km, expusă efectelor radiațiilor cosmice și solare, meteoriților și altor agenți specifici mediului cosmic. Cu toate acestea, stația s-a dovedit destul de robustă pentru a face față sarcinilor zborului.

Așadar, cînd „Mariner"-4 se apropiase la mai puțin de 16 000 km de suprafața lui Marte, camera sa de televiziune a fost îndreptată spre planetă. Timp de 25 minute, la intervale regulate, camera s-a deschis și s-a închis de 21 de ori succesiv. De fiecare dată un ingenios dispozitiv electronic, încorporat în sistemele sale principale, a analizat imaginea văzută și a transformat-o așa ca să poată fi înregistrată la bord.

După 25 de minute de la începutul înregistrării fotografiilor, banda s-a rulat în întregime și aparatul cosmic s-a

apropiat pîna la 9 050 km de suprafața planetei. Zburînd pe lîngă aceasta cu viteza de 13 340 km/oră, stația și-a mărit sensibil distanța, pregătindu-se totodată pentru „eclipsa" de Soare care urma (de fapt este vorba de trecerea stației pe partea înnoptată a globului marțian).

Între timp, prin radio au sosit pe Pămînt ultimele semnale radio de dinaintea „blocajului" (Marte era interpus între stație și Pămînt). Specialiștii au acordat foarte mare atenție acestor semnale. Venind spre Pămînt, ele au traversat atmosfera marțiană și au informat despre caracteristicile acesteia (prin specificul propagării lor în acel mediu).

Au trebuit să treacă mai bine de 12 ore pînă ce globul marțian a eliberat cîmpul de radiovizibilitate directă spre Pămînt și a început transmisia. Au fost reconstituite punct cu punct imaginile luate de telecamera stației. Alăturate, puncte mai luminoase alternînd cu altele mai puțin luminoase sau întunecate au format mai întîi primul clișeu. Operația de transmitere a celor 240 000 de impulsuri componente a durat 8 ore și 37 de minute; numai așa sursa de energie de la bord a putut face față grelei încercări (în pauzele dintre semnale, bateriile solare se reîncărcau, asigurînd puterea minimă necesară de 10 W pe fiecare impuls).

O pauză de două ore, și undele radio întindeau o nouă „punte", lungă de aproape 215 000 000 km între Marte și Pămînt. Și totul s-a repetat timp de 10 zile. Cînd a terminat transmiterea celor 21 de clișee (și cîteva linii ale încă unui clișeu), la un semnal de comandă dat din Pasadena, stația și-a reluat transmisia. Au mai fost obținute astfel un rînd de copii după clișeele de la bord. A treia serie de clișee a fost obținută în septembrie 1965.

Cît despre alte informații radio, acestea s-au primit în continuare și în cursul lunii septembrie și ulterior în mai multe rînduri pînă în decembrie 1967, cînd stația a fost lovită de un roi de micrometeoriți, fiind considerată pierdută în spațiu.

Folosind fereastra astronomică favorabilă din februarie-martie 1969, specialiștii americani au trimis spre Marte alți doi roboți din cunoscuta serie „Mariner", respectiv

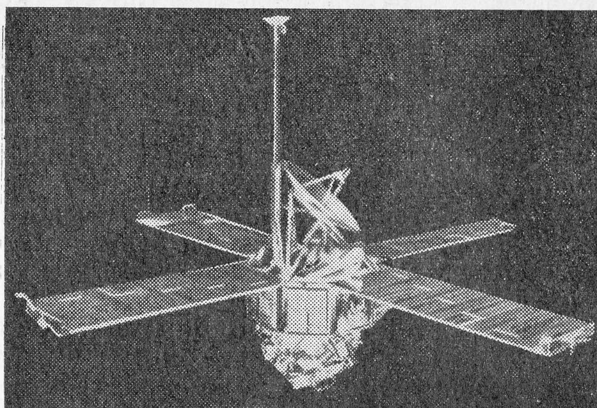


Fig. 99 Stație automată interplanetară „Mariner"-69

exemplarele nr. 6 și 7 (fig. 99). „Mariner"-6 a pornit în călătorie la 24 februarie, iar „Mariner"-7, la 25 martie. Datorită vitezei inițiale mai mari a acestuia din urmă, decalajul în timp s-a scurtat, pentru ca în final cele două automate să survoleze planeta de destinație la un interval de numai cinci zile: „Mariner"-6 s-a aflat la depărtarea cea mai mică de Marte (4 427 km) la 31 iulie 1969, iar secundantul său (3 247 km), la 5 august 1969. Apropierea de planetă s-a făcut după direcții diferite, prima stație trecînd de la vest la est, în planul ecuatorial, cealaltă evoluînd după un plan polar, de la nord la sud. Fiind prevăzute fiecare cu cîte două camere T.V., ambele pivotate, ele au putut urmări globul marțian pe tot timpul zborului de apropiere, pînă la trecerea înapoia planetei.

În cele cinci luni de zbor pînă la Marte, stațiile au fost lăsate voit „inerte", ele s-au deplasat fără să îndeplinească vreo sarcină, fără să-și pună în funcțiune aparatajul și echipamentele de bord pe timpul zborului interplanetar. Corectarea orbitei s-a făcut la cinci zile după lansare. Astfel, stația „Mariner"-6 a primit o asemenea comandă la 1 martie, întrucît se constatase că traiectoria sa trecea la 8 830 km de planetă, și nu la 3 200 km, cum fusese stabilit. În secunda stabilită de instalațiile electronice de calcul, prin stația australiană de la Woomera s-au transmis robotului instruc-

țiuni de manevră. Recepționîndu-le, „Mariner"-6 le-a executat întocmai: și-a pus motorul în funcțiune pentru 5,4 secunde. Viteza aparatului s-a redus cu 3,1 m/s, ceea ce a determinat cum s-a precizat, o deviere cu numai 250 km de la ruta prestabilită. Eroarea nu prezenta vreo însemnătate, fiind raportată la lungimea enormă (de 385 000 000 km) a parcursului. Corecția s-a exectutat cînd stația se afla la 1 210 000 km depărtare de Pămînt.

Micșorarea vitezei a făcut ca stația, care înainte de administrarea impulsului de corecție avea să sosească pretimpuriu la întîlnirea cu Marte, să ajungă acolo cu o întîrziere de... 99 secunde! (punctualitate matematică, dacă este raportată la durata totală a zborului).

Cum s-a arătat, stațiile au evoluat în spațiu fără să execute vreo măsurătoare sau vreo ședință de transmisiuni radio. Totul a fost rezervat pentru etapa finală a programului. A îngăduit aceasta experiența dobîndită cu „Mariner"-4. Legăturile cu această stație au fost foarte sensibile, nu numai pe semiorbita de la dus, dar și mai departe, pe tot timpul parcurgerii primei orbite în jurul Soarelui. Cu acea ocazie s-a realizat o frumoasă performanță în materie de telecomunicații spațiale: s-au primit semnale de la robot și cînd acesta se afla la 350 000 000 km de Pămînt.

S-a ajuns deci la concluzia că siguranța în funcționare a aparatelor este garantată, că practic nu crește riscul deteriorării acestora sub acțiunea prelungită (timp de 5 luni) a radiațiilor cosmice și solare, a prafului micrometeoritic și a cîmpurilor specifice. Într-adevăr, fără nici un control pe parcurs, stațiile au sosit cu bine la destinație.

Automatele și-au îndeplinit funcția de fotoreporteri, fiecare în trei reprize. „Mariner"-6 a început să ia primele vederi de la distanța de 1 232 000 km, deci mai înainte de a fi pătruns în sfera de acțiune gravitațională a planetei (raza acestei sfere în interiorul căreia se exercită dominant cîmpul grafic al planetei Marte). Circa 96 000 000 km separau atunci cele două planete, încît timpul de parcurs al semnalelor electromagnetice purtătoare de informații era destul de mare — de 5 minute 20 secunde. Tot apropiindu-se, robotul a luat 16 imagini, înfățișînd globul marțian. Puterea măritoare a sistemului optic utilizat (mărirea imaginii, de 8 ori) a asigurat obținerea de foto-

grafii de aceeaşi calitate ca şi cînd observarea s-ar fi făcut de pe Pămînt cu o lunetă de 80 cm — bineînţeles, beneficiindu-se de astă dată de marele avantaj al cercetării din afara atmosferei turbulente, stînjenitoare.

Alte 17 imagini au fost culese în intervalul de distanţe (faţă de Marte) de la 761 219 km la 178 637 km. De astă dată condiţiile observării erau similare cu acelea ale cercetării planetei Marte cu un telescop cu deschiderea de 4 metri dispus pe Pămînt, dar în aceeaşi ipoteză a absenţei atmosferei.

Ultimul set de fotografii (24 în total, cîte 12 de cameră) s-a obţinut pe sectorul final al traiectoriei de apropiere, pînă ce „Mariner"-6 a trecut înapoia planetei.

Într-o manieră asemănătoare şi-a îndeplinit misiunea fotografică şi „Mariner"-7, care a furnizat, la fel, trei serii de imagini, dintre care două prim-planuri.

Fotografiile arată că decorul marţian este aşa cum l-au descris cele 21 imagini furnizate de „Mariner-4: un peisaj dezolant, cu deşerturi întinse sfîrtecate de cratere mari şi mici. Pe unul din clişee, de pildă, acolo unde astronomii desluşeau în telescop contururi de configuraţie muntoasă a apărut un crater, gigant, cu diametrul de 500 km. Ca şi pe Lună, cratere mari închid în perimetrul lor alte cratere mai mici.

Alte clişee evidenţiază lanţuri muntoase, iar altele aliniamente sinuoase de cratere, cu diferite forme şi dimensiuni. Au fost cercetate mai îndeaproape acele clişee care trebuiau să conţină ca detalii principale unele dintre faimoasele canale marţiene. Un asemenea canal, Agathadaemon, lung de 1 200 km şi lat de 180 km, pe care astronomii îl văd drept, a apărut pe fotografiile luate de „Mariner"-7 ca o linie ondulată, cu crestături şi neregularităţi, părînd mai degrabă ţărmul unei vaste depresiuni. Numărul mare de cratere s-ar putea explica prin poziţia planetei în apropierea cunoscutei centuri de asteroizi şi deci prin expunerea sa la bombardamente frecvente, masive, cu corpuri meteorice de acest fel.

Se consideră că cea mai de seamă descoperire a operaţiei „Mariner"-1969 o constituie evidenţierea pe cîteva clişee a calotei glaciare polare. Ea nu are linia marginală regulată, aşa cum se vede de pe Pămînt, ci prezintă vizibile

neregularităţi pe contur. S-ar părea, susţin specialiştii, că regiunea este acoperită cu o crustă subţire de gheaţă, provenită însă nu din apă îngheţată, ci din zăpadă carbonică. Neregularitatea marginilor calotei ar putea fi cauzată de deriva unor sloiuri mai mari. La bordul staţiilor s-au mai aflat, printre altele, spectrometre şi radiometre, primele funcţionînd şi în infraroşu, şi în ultraviolet. Datorită lor s-a aflat că temperatura în regiunile ecuatoriale ale planetei Marte variază de la zi la noapte între plus 24°C şi minus 73°C. S-a confirmat, de asemenea, buletinul compoziţiei atmosferei marţiene întocmit pe baza indicaţiilor lui „Mariner"-4: o cantitate apreciabilă de bioxid de carbon, destul de puţin oxid de carbon şi extrem de slab conţinut în hidrogen şi oxigen.

O primă analiză a datelor spectrometrice de la „Mariner"-7 lasă să se presupună existenţa în atmosfera cercetată şi a unor mici cantităţi de metan şi amoniac. Şi cum aceste componente au stat la baza vieţii pe Pămînt, se redeschide problema vieţii pe Marte.

În cercurile oamenilor de ştiinţă se apreciează că o eventuală descoperire a unei oarecare forme de viaţă pe Marte va avea consecinţe de valoare inestimabilă pe plan ştiinţific, iar faptul în sine va constitui un eveniment crucial în istoria umanităţii. Şi în direcţia investigării planetelor s-au întocmit planuri amănunţite, care ordonează sarcinile astfel, ca de acum înainte să nu scape nefolosit nici un sezon astronomic favorabil, mai ales că aceste perioade sînt destul de rare. (Fereastra astronomică spre Marte, respectiv perioada optimă — şi deocamdată unică posibilă — de abordare a planetei vecine se deschide o dată la doi ani şi 50 zile, cînd rămîne deschisă aproximativ 6 săptămîni.)

Este interesant de cunoscut că în sezonul imediat următor, din anul 1971, condiţiile pentru operaţia „Marte" vor fi mult mai bune decît în anul 1969, iar în anul 1973 există împrejurări extrem de avantajoase pentru misiunea menţionată. Asemenea împrejurări, care se reeditează la 17 ani, se referă la poziţia relativă a celor două planete, Terra şi Marte, în speţă la distanţa minimală dintre acestea. De unde, în momentul cînd „Mariner"-4 survola globul marţian o distanţă de aproape 200 milioane km separa planetele vecine,

în anul 1969 primele semnale de la roboţii „Mariner" au au avut de parcurs un drum de două ori mai scurt, adică de 96 000 000 km, pentru ca în 1973 distanţa dintre planete reducîndu-se la 56 000 000 km, şi calea de legătură cu obiectele cosmice ce vor fi trimise în explorare spre Marte să se scurteze la circa 60—70 milioane km.

Se cunoaşte un proiect, „Mars Orbiter", care prevede ca în anul 1971 să se trimită spre Marte sonde „Mariner" asemănătoare acelora care au explorat planeta în anul 1969, dar avînd ataşat un bloc de propulsie — o instalaţie retrofuzee, în greutate de 410 kg —, cu rolul de a frîna aparatul la trecerea pe lîngă Marte şi de a-l transforma astfel în satelit artificial al acestei planete. Se preconizează lansarea a două staţii de acest fel, ambele cu aceeaşi destinaţie. De două ori pe zi, camerele de luat vederi (din acelaşi lot cu acelea care au echipat roboţii „Mariner"-'69) vor opera succesiv pentru o explorare îndelungată a planetei. Se desprinde de aici încă un aspect al cercetărilor din anul 1969, şi anume latura de investigaţie tehnologică, de verificare a unor materiale şi echipamente de perspectivă, cu care urmează să se dezvolte astronautica planetară.

Cei doi sateliţi menţionaţi vor trebui să descrie un drum eliptic de 12 ore, apropiindu-se pînă la 1 000 km de suprafaţa planetei — într-un punct radiovizibil de pe Pămînt — şi îndepărtîndu-se pînă la 12 000 km. Urmărindu-se să fie cuprinsă în cîmpul camerelor o parte cît mai mare din aria totală a globului marţial, s-a adoptat pentru unul din sateliţi o orbită cu înclinarea de 60 grade pe planul ecuatorial, care îngăduie studierea fotografică a 70 la sută din suprafaţa planetei, iar pentru al doilea — o orbită de tip polar, de 80 de grade, din care vor fi vizibile calotele glaciale.

În fine, pentru 1973 sau 1975 se intenţionează să se lanseze un robot pe suprafaţa lui Marte. Este proiectul „Viking", care prevede ca o capsulă cu aparataj ştiinţific şi de măsură să se desprindă de un „Mars Orbiter" şi să descindă lin într-o anumită regiune marţiană aleasă pe baza observaţiilor făcute în sezonul precedent. Misiunea ar însemna plasarea pe traiectorie interplanetară a unei staţii de 2 700 kg (faţă de 960 kg — masa iniţială a lui „Mars Orbiter"); capsula „Viking" ar avea 360 kg, dintre care numai 70 kg ar ajunge pe sol (20 kg aparate). Se cere robotului să procedeze ca şi „Surveyor" pe Lună, adică să ia imagini T.V. ale solului din zona de debarcare şi să le transmită spre Pămînt, apoi să măsoare temperatura atmosferei şi scoarţei la suprafaţă, să facă un sumar buletin de analiză chimică a unei mostre de rocă sau de praf local, să înregistreze presiunea la sol, să măsoare fluxul de radiaţii ultraviolete solare şi nivelul de radiaţii la suprafaţa planetei, să înregistreze eventuale mişcări ale scoarţei şi altele.

În timp ce sonda „Viking" va explora astfel mediul marţian, aparatul care a lansat-o, „Mars Orbiter", va evolua pe orbită în jurul planetei servind ca radioreleu pentru legătura Pămîntului cu robotul de pe sol. Se prevede ca staţiile interplanetare cu destinaţia Marte să fie organizate tot mai complex, avînd şi masa corespunzătoare. De pildă, un proiect cunoscut, „Voyager", are ca idee fundamentală utilizarea rachetei „Saturn"-5 pentru lansarea simultană pe traiectorie spre Marte a două asemenea staţii, în greutate totală de circa 10 tone.

PERSPECTIVE ÎN TEHNICA SPAŢIALĂ

Pe fiecare linie de progres în domeniul construcţiei şi utilizării obiectelor cosmice au fost jalonate sarcini interesante ale perspectivei apropiate. Astfel, se cunosc prevederile aşa-numitului program „Post-Apollo", care precizează sarcini ale etapei imediat ulterioare aselenizării unei nave cu echipaj, sau ale programului „Voyager", care ar putea fi considerat un „Post-Mariner", adică programul de explorare a planetelor învecinate după epuizarea posibilităţilor tehnice conferite de sondele automate de tipul „Mariner".

În încheierea lucrării consemnăm cîteva idei de prognoză în astronautică, desprinse dintr-un studiu întocmit de un grup de specialişti americani şi care se referă la activităţile spaţiale de aşteptat în următorii 60 de ani, pînă în jurul anului 2 030.

Astfel, aşa cum se dezvoltă în prezent tehnica spaţială, sînt indicii clare de posibilitate (tehnologică şi economică) în ceea ce priveşte realizarea următoarelor obiective mai deosebite pentru etapa imediat următoare: dezvoltarea sistemelor de sateliţi meteorologici, crearea unor sisteme globale de legături prin sateliţi şi începutul navigaţiei cosmice neorbitale spre Lună.

În privinţa dezvoltărilor tehnice şi de zbor cosmic aşteptate pentru perioada 1971 — 1975, acestea se referă la:

1) *recuperarea etajelor propulsoare ale rachetelor purtătoare* şi, pornind de la aceasta, folosirea repetată a rachetelor cosmice. Este, poate, cea mai importantă acţiune ce se întreprinde în prezent pe linia reducerii costurilor enorme ale întreprinderii spaţiale;

2) *plasarea pe orbită circumterestră a unei staţii ştiinţifice cu personal de pînă la 10 oameni* (*fig. 100*). Este foarte probabil ca începutul în această direcţie să-l facă laboratorul orbital cu doi oameni la bord prevăzut a fi lansat în spaţiu pentru 30 zile în anul 1972;

3) *organizarea unei baze ştiinţifice temporare în Lună (fig. 101)*. La început pare raţional ca doi astronauţi să rămînă pe Lună într-o staţie special amenajată (folosind la început însăşi nava de transport) minimum 30 de zile (terestre), urmînd să efectueze observaţii de interes astrofizic, cercetări asupra materiei lunare, foraje în solul lunar, studierea mediului ambiant etc.

Sînt pronosticuri şi pentru 1975—1985, astfel:

1) *crearea de nave orbitale cu folosire repetată*;

2) *organizarea şi darea în exploatare pe Lună* (*către anul 1982*) *a unei baze ştiinţifice permanente*, cu un efectiv de 10 persoane. Schimburile ar putea fi readuse pe Pămînt, de exemplu, după şase luni de activitate pe Lună;

3) *zboruri spre Marte şi Venus*. Se afirmă tot mai mult convingerea unor specialişti că planetele învecinate vor putea fi abordate de navele pilotate (nave cu echipaj) cel mai devreme în anul 1979. Primele zboruri se vor limita la

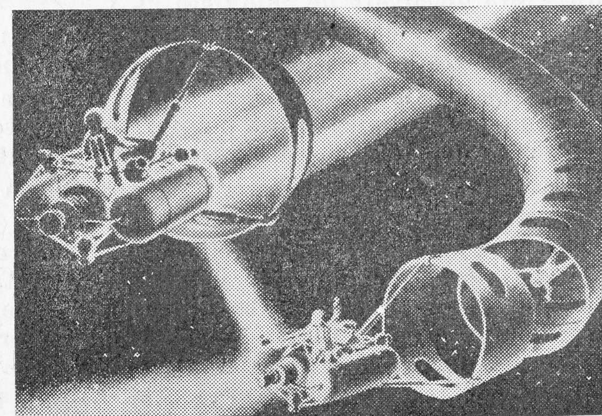


Fig. 100 Ilustrare a unei modalităţi de construire a staţiilor orbitale mari

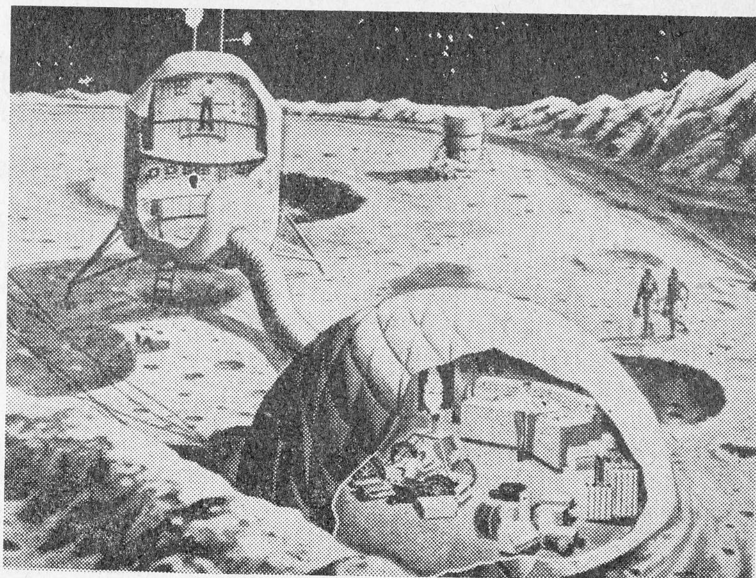


Fig. 101 Aşezare omenească pe Lună (ilustraţie)

apropierea navelor de planeta de destinaţie şi eventual înconjurul fără debarcare pe suprafaţa ei.

Printre alte activităţi preconizate pentru etape ulterioare mai îndepărtate (1980—1990), par mai probabile:

1) amenajarea pe Lună şi pe planetele învecinate a unor spaţii cu atmosferă propice vieţii omului, în care se vor organiza aşezări omeneşti permanente (sau de durată);

2) debarcarea pe Marte a primelor nave cosmice cu echipaj şi reîntoarcerea ulterioară a acestora pe Pămînt.

În perioada 1980—2020 se preconizează producerea de energie şi extragerea de minerale în cadrul activităţilor principale ale bazelor permanente din Lună; începerea utilizării resurselor locale (lunare) pentru întreţinerea şi extinderea aşezărilor omeneşti din Lună.

În fine, se consideră că anul 2030 va fi an de plin trafic interplanetar pentru exploatarea resurselor de materii prime descoperite pe planetele apropiate.

Fireşte, toate aceste termene şi sarcini sînt simple extrapolări ale programelor în curs de desfăşurare, încît pot cel mult să orienteze asupra unor posibilităţi viitoare. Esenţialul este că astronautica se dovedeşte încă o importantă formă de activitate umană, a cărei dezvoltare va fi mult ajutată prin alăturarea eforturilor, prin cooperarea statelor, prin formularea şi urmărirea unui singur scop: utilizarea paşnică, pentru bunăstare şi progres, a tuturor obiectelor cosmice.

ÎNCHEIERE

Se afirmă, şi nu se greşeşte, că prin suma progreselor ce le conferă ca beneficii, astronautica este cea mai judicioasă investiţie pentru un stat modern.

De la 4 octombrie 1957 — data lansării primului sputnic — s-a acumulat treptat un tezaur de cunoştinţe noi, folositoare, atît despre natura exterioară Terrei, cît şi despre planeta însăşi. Surprinzător că îndeosebi cercetarea globului terestru din cosmos are valoarea unei fascinante revelaţii, spiritului iscoditor uman dezvăluindu-i-se acum deopotrivă cerul şi Pămîntul. Redescoperirea lumii pămîntene de către omul devenit fiinţă cosmică constituie cel mai grandios eveniment al evoluţiei umane, moment de salt gigantic pe toate planurile vieţii colectivităţii omeneşti, moment de emancipare detonantă a gîndirii şi firii umane. Este o bună răsplată a eforturilor făcute pentru progresul astronautic.

Simpla consemnare a cunoştinţelor fundamentale despre natura înconjurătoare dobîndite cu ajutorul tehnicii spaţiale ar presupune scrierea a zeci sau poate chiar a sute de tomuri, atît este de vast materialul ştiinţific achiziţionat. Iar procesul de reînnoire, corectare şi prezentare a datelor are o viteză uluitoare, încît obligă la o permanentă reactualizare a lor. Cea mai mare nestabilitate în acest sens o au cunoştinţele privind compoziţia şi starea atmosferei terestre, radiaţiile cosmice şi solare, cîmpul magnetic pămîntesc, activităţile Soarelui şi interacţiunea dintre cîmpurile întreţinute de el şi planeta noastră, caracteristicile şi fenomenele specifice spaţiului interplanetar şi altele. Explicaţia constă în aceea că în jurul Pămîntului, sondajele au ajuns la frecvenţe nebănuite iar viaţa activă, cu aparatura în funcţiune, a unor sateliţi (sonde, platforme, observatoare etc.) s-a lungit considerabil (de la cîteva luni, la mai mulţi ani), astfel că informaţiile sosesc continuu în cantităţi enorme la instalaţiile de calcul, saturîndu-le.

De semnalat, în legătură cu aceasta, rapiditatea progresului în domeniul tehnicii electronice de transmitere şi prelucrare a datelor, situaţie la care s-a ajuns în urma cerinţelor exprese ale întreprinderii spaţiale. Odată satisfăcute exigenţele respective, mijloacele de calcul, echipamentele periferice şi tehnica de transmitere realizate şi-au găsit largi aplicaţii şi în cîmpul activităţilor curente din economie, ca de exemplu la rezolvarea unor importante probleme tehnic-industriale, de proiectare, asigurare materială şi evidenţe, repartiţii, stocuri, desfacere sau, la fel de bine, la dirijarea navigaţiei aeriene, în construcţii etc. În acest mod, de perfecţionarea mijloacelor electronice de calcul beneficiază din plin şi activităţile de construcţii de tehnică spaţială (în toate componentele acestor activităţi, de la organizarea lor generală la cercetare, proiectare şi producţie), precum şi cele care se referă la pregătirea prestart, la controlul şi dirijarea operaţiilor de lansare şi la urmărirea desfăşurării programului de zbor.

Iată un exemplu în legătură cu profitul economic al aplicării în economia curentă a tehnicii şi metodelor elaborate pentru astronautică: În anul 1968 s-a anunţat ca un fapt divers, că laboratoarele vest-germane Schlumberger au transmis prin satelitul „Early Bird" măsurători de rezistivitate şi corosivitate făcute într-un puţ de petrol din Republica Federală a Germaniei, pentru a fi interpretate la centrul american din Ridgefield şi a se face o estimare a zăcămîntului.

Un alt exemplu, la fel de sugestiv priveşte adoptarea de către sectoare nespaţiale a principiilor de gestiune automatizată proprii domeniului spaţial: în anul 1967 guvernul californian se preocupa să găsească soluţii acceptabile la o serie de probleme privind securitatea traficului feroviar, telecomunicaţiile, eliminarea deşeurilor domestice şi industriale, poluarea apei şi a aerului. S-au cerut propuneri firmelor industriale şi, interesant, cele mai eficiente soluţii au prezentat cinci companii aerospaţiale, experimentate în utilizarea instalaţiilor de calcul, care au şi primit comenzi pentru rezolvarea problemelor de specialitate enumerate mai sus.

Dar efectele abordării şi îndeplinirii sarcinilor programelor spaţiale asupra altor sectoare ale economiei sînt mult mai cuprinzătoare. Toate ramurile industriale, şi cele cu profil electronic ca şi cele cu profil mecanic, beneficiază direct şi din plin de pe urma progreselor din domeniul tehnicii spaţiale,

însușirea unor materiale noi și a unor procedee tehnologice avansate elaborate pentru astronautică făcîndu-se rapid. În legătură cu aceasta, se obișnuiește să se pună semnul egal între cucerirea spațiului și cucerirea materiei, pentru a se sublinia prin aceasta tranzitul de eră a industriei, trecerea definitivă a acesteia într-o epocă de autentică civilizație. Bineînțeles se are în vedere starea de ieri a industriei, cînd foarte adesea pentru diverse aplicații trebuiau acceptate materiale oarecare — cele mai bune disponibile (existente), nu însă întotdeauna pe deplin corespunzătoare acelei destinații — și se compară cu starea ei actuală, cînd regula este: pentru fiece aplicație, substanța potrivită, iar dacă aceasta nu există, ea trebuie creată. De altfel, nici nu se putea altfel în întreprinderea spațială, unde nu poate fi vorba de vreun rabat de calitate sau de calificare.

Într-adevăr, străduința pentru o satisfacere integrală la nivelul considerat al exigențelor tehnicii cosmice a avut consecințe binefăcătoare în întreaga industrie. Au fost găsite căi și mijloace pentru prepararea de substanțe noi, cu proprietățile cerute și care au fost preluate de îndată și de industria nespațială, îmbogățind patrimoniul materialelor disponibile. Procesul este deosebit de activ, încît îndreptățește credința că peste 10-15 ani (raportat la anul 1970) aproximativ 85% din materialele curente ale tuturor întreprinderilor industriale vor fi materiale noi, necunoscute în deceniul 1960-1969. Pentru depistarea la timp a noutăților tehnice din industria spațială apte a fi generalizate în economie, NASA și probabil și alte organisme centrale, din alte țări, responsabile ale programelor de explorare a cosmosului, a organizat un birou permanent însărcinat tocmai cu această problemă.

Referitor la emanciparea industrială la capitolul materiale, datorită cerințelor impuse de activitățile spațiale, se poate cita, de exemplu, lista lungă a materialelor termorezistente. Dintre acestea este specific aliajul tantal-hafniu, ale cărui calități de rezistență se conservă destul de bine chiar la solicitări termice care ating 2 200 °C (se compară cu aliajele industriale cele mai bune de dinaintea lui 4 octombrie 1957, cum ar fi cele întrebuințate la confecționarea paletelor de turbină, care se dovedeau foarte rezistente la temperaturi mari, cu condiția ca acestea să nu depășească...550°C!).

Cît este de promițător ceea ce s-a obținut în domeniul materialelor termorezistente o poate sugera următoarea constatare: la ora actuală randamentul termo-centralelor electrice nu depășește 40% și nu se poate depăși acest prag tocmai din pricina materialelor utilizate, care nu rezistă la eforturi termice mari. Odată extinsă însă și aici folosirea materialelor termorezistente actualmente disponibile în industria spațială randamentul se va îmbunătăți, respectiv, cu aceeași cantitate de combustibil se vor produce cu 50% mai mulți kilovați-oră decît în prezent.

Multe materiale noi excelează prin rezistența lor mecanică. La școala astronauticii s-au elaborat recepte pentru prepararea de materiale mai rezistente decît oțelul, ca de exemplu fibre metalice și mase plastice care pot suporta nu 70 kg/mm², ca cel mai bun oțel, ci de 2-3 ori mai mult. În plus, s-au pus la punct și au fost generalizate metode ale unei adevărate arte a folosirii optimale a materialelor disponibile — un aspect ce merită a fi reținut. Exemplul cel mai sugestiv îl oferă triumful structurii în fagure, al acelor panouri din celule hexagonale caracterizate prin valori neașteptat de mari ale raportului rezistență/greutate. Asemenea structuri au fost preluate rapid de industria aeronautică, iar în prezent își găsesc o largă întrebuințare în construcții și în alte sectoare ale economiei. Fiind insensibile la vibrații, realizînd, la un volum redus, o mare suprafață de contact cu fluidele circulate prin celulele respective și ocazionînd o repartizare uniformă a presiunii pe pereți, panourile în fagure au devenit materialul preferat pentru realizarea de structuri antișoc, fonoabsorbante și termoizolante.

Iată și alte cîteva preluări, mai ușoare, ale achizițiilor industriei spațiale: într-o serie de mașini de scris produse de firma americană I.B.M., capetele portliteră, care sînt intens solicitate mecanic, se confecționează dintr-un aliaj de titan (Racoby 270), luat din arsenalul tehnicii reactive. Iar la diferite ateliere dentare din lume modern utilate, stomatologii folosesc freze ultrarapide, realizate din aliaje ușoare elaborate tot în întreprinderea cosmică.

De menționat că și zestrea medicinei moderne a fost îmbogățită în ultimii ani printr-un transfer nerestricționat de instrumente, aparate și instalații electronice concepute pentru

cercetări biomedicale în cosmos. În noul fond de înzestrare avut aici în vedere se găsesc, printre altele, noi simulatoare cardiace, care au şi salvat multe vieţi omeneşti, apoi truse etc. Se cunosc astfel de aparate chirurgicale miniaturizate, cu sursă proprie de alimentare şi uşor de transportat, cu ajutorul cărora medicii se pot edifica în mai puţin de două minute asupra stării pacientului şi pot decide dacă acesta este transportabil sau nu (cu aparatura respectivă medicul îi stabileşte rapid tensiunea, temperatura şi ritmul respirator, iar la nevoie îi face şi o electrocardiogramă).

De asemenea, în mai multe ţări se apelează tot mai des la aparatura de antrenament şi control al candidaţilor la zborurile în spaţiu, pentru diverse tratamente sau intervenţii.

O analiză a nivelului cum s-au îmbogăţit cataloagele de produse farmaceutice în ultimii ani evidenţiază încă o dată rolul astronauticii ca stimulator şi în acest domeniu. Ca exemplificare, se poate menţiona că o serie de compuşi pe bază de hidrazină — deci pornind de la acest valoros combustibil pentru motoarele rachetă din sistemele auxiliare de propulsie ale navelor cosmice — se folosesc astăzi cu bune rezultate în tratamentul tuberculozei şi al unor boli mintale.

În fine, în anul 1968 şeful unui laborator de biofizică moleculară de la NASA a prezentat, la un seminar al Societăţii americane de studiere a cancerului, o analogie interesantă între efectele asupra celulei vii a acţiunii simultane a impoderabilităţii şi a radiaţiilor cosmice de anumite intensităţi şi evoluţia incipientă, cunoscută, a cancerului. Nu s-au tras concluzii, dar toţi cei ce au luat act de comunicarea prezentată au găsit în ea o mare promisiune ce o face astronautica medicinii moderne în eforturile sale uriaşe pentru combaterea acestui flagel.

Tehnica spaţială oferă astfel perspective magistrale întregii vieţi materiale şi spirituale a societăţii omeneşti. Iar începutul acestei perspective este de acum deschis larg, ademenitor. Pot fi amintiţi, de pildă, sateliţii care asigură astăzi o meteorologie globală şi la fel de bine telecomunicaţii globale şi încă, un dispecerat aeronautic şi naval intercontinental (plus dispeceratul spaţial cunoscut), cu toate efectele economice şi sociale ce decurg de aici. Ar fi de reţinut, de asemenea, că sateliţii specializaţi efectuează în prezent vaste cercetări geofizice, oceanografice, vulcanologice, pentru mai buna cunoaştere a planetei, pentru o mai bună folosire a resurselor ei. În activitatea de prospecţiuni geologice cu ajutorul sateliţilor artificiali ai Pămîntului, de exemplu, perfecţionarea metodelor cunoaşte un stadiu avansat. Se întrevede trecerea în curînd la exploatarea unor sisteme de sateliţi care pe lîngă ajutorul ce-l vor da în prospectarea zăcămintelor minerale pe uscat şi pe fundul mărilor şi oceanelor, vor fi de folos şi în agricultură şi silvicultură. Dotaţi cu o aparatură specială de observare, nu numai în vizibil dar şi în infraroşu şi ultraviolet, aceşti sateliţi vor cerceta starea vegetaţiei mondiale şi vor informa operativ despre ivirea de dăunători pe ogoare sau în păduri, vor semnala declanşarea incendiilor în marile zone împădurite etc. Şi tot sateliţii vor înlesni definitivarea unor concluzii privind migraţia peştilor, turmelor de reni, păsărilor. De altfel servicii de acest fel s-au şi primit de la tehnica spaţială operaţională (o menţiune specială pentru pescuitul oceanic după indicaţiile sateliţilor).

Să adăugăm la acestea uluitoarele progrese pur industriale, în tehnica frigului şi a temperaturilor foarte înalte, în tehnica vidului şi a radiaţiilor, impuse de aceleaşi exigenţe ale astronauticii, şi vom avea un cadru cît de cît orientativ al relaţiilor noi determinate pe toate planurile civilizaţiei umane de amploarea explorărilor cosmice din perioada care a trecut de la lansarea întîiului sputnic.

CUPRINS